

题目一

1. 坐标系定义

世界坐标系 W: ENU。

机体坐标系 B: 前-左-上。

末端执行器坐标系 D: 固连在无人机底部, 圆锥运动相对于 B 系。

2. 输入数据

tracking.csv 给出任意时刻 t 无人机本体在世界系的姿态四元数 $q_{WB} = [qw, qx, qy, qz]$, 已归一化。

已知末端相对机体系的旋转矩阵

$${}^B R_D = \begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t \cos \alpha & \sin \omega t \sin \alpha \\ \sin \omega t & \cos \omega t \cos \alpha & -\cos \omega t \sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

3. 计算步骤

① 对每一时刻 t :

把 q_{WB} 转为旋转矩阵 R_{WB} 。

按上式计算 $R_{BD}(t)$ 。

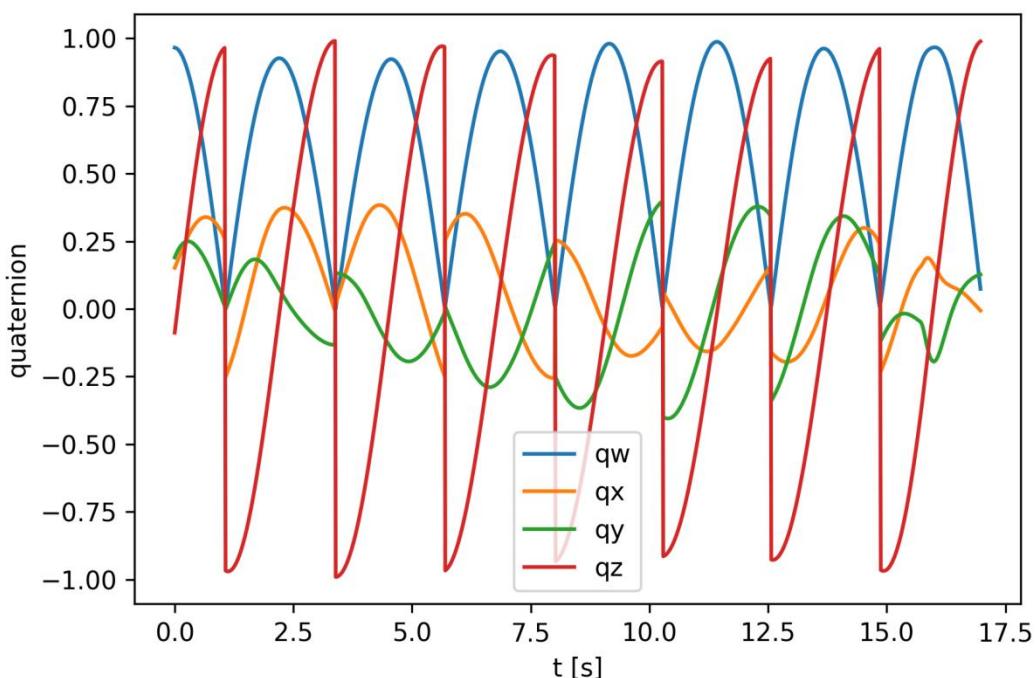
合成末端在世界系的姿态: $R_{WD}(t) = R_{WB} \cdot R_{BD}(t)$ 。

② 把 R_{WD} 转回四元数 q_{WD} , 并强制 $qw \geq 0$ 以保证时间连续性。

③ 输出 $q_{WD}(t)$ 并绘图。

4. 结果

下图给出 20 s 仿真数据内末端执行器姿态四元数随时间变化曲线; 四条曲线连续、无奇跳, 且始终 $|q|=1$ 。



题目二

1. A* 启发式与路径简化

现有 $\text{tie_breaker} = 1 + 1e-3$ 轻微放大启发值，打破“f 相同”时栅格优先顺序，减少不必要的“之”字形。若希望无人机更偏好水平飞行，可将启发式改为

$$h = (1 + \lambda \cdot |\Delta z| / (|\Delta x| + |\Delta y| + |\Delta z|)) \cdot (dx + dy + dz)$$

$\lambda \approx 0.1 - 0.3$, Δz 越大则 h 越大，搜索优先扩展水平节点。该修正仍满足 admissible ($\lambda < 1$)，故可行，但最优性从“长度最优”变为“长度+高度”加权最优。

path_resolution 过大：中间点稀疏，planner 给出的直线段在动力学上不可跟踪，出现“过冲-回拉”振荡；

过小：节点数爆炸，实时性下降，且 Douglas-Peucker 递归深度增加，可能因浮点误差把安全走廊过滤掉，导致贴近障碍物。

2. SO(3) 位置控制器

S03Control.cpp 中

$$F = -kx \cdot ep - kv \cdot ev + m \cdot g \cdot e3 + m \cdot a_{des} + ka \cdot a_{measure}$$

五项依次为：位置弹簧力、速度阻尼力、重力补偿、前馈加速度、机体实测加速度补偿。

弹簧项 $-kx \cdot ep$ 提供回拉定位刚度，阻尼项 $-kv \cdot ev$ 消耗动能抑制超调，重力补偿 $m \cdot g \cdot e3$ 抵消自重基准，前馈 $m \cdot a_{des}$ 实现零滞后跟踪，实测加速度反馈 $ka \cdot a_{measure}$ 构成加速度环动态阻尼，对风扰与负载突变具瞬时修正能力；大误差或 IMU 噪声下 ka 被门限截断以防高频抖振，整体力向量经倾角保护后映射为机体 z 轴，再按期望偏航构造 SO(3) 最小旋转，输出归一化四元数与总推力指令。

大误差或噪声下 $ka \cdot a_{measure}$ 会引入高频抖振，故需 clamp 到 $[-ka_{max}, ka_{max}]$ 。

若机体质量从 m 变为 $k \cdot m$ ，欲保持相同加速度跟踪，需把 kx, kv 同比例放大 k 倍。推力幅值 $|F|$ 也近似放大 k 倍，倾角不变，系统稳定性（相位裕度）基本不变。

3. 动力学建模与约束

(1) 建模简化及其对控制分配的影响

仿真器采用“刚体+重力+四推力”最小模型：质量 m 设为常数，惯量 J 为对角阵，气动阻尼被忽略。控制分配矩阵因而简化为

$$\tau = B \cdot F, \quad B \in \mathbb{R}^{6 \times 4} \text{ 仅与电机距质心几何有关。}$$

质量误差直接改变推力 \rightarrow 加速度增益，惯量误差影响角加速度 \rightarrow 力矩增益，忽略阻尼则导致高速段出现“加速度指令 \rightarrow 实际加速度”比例衰减，分配律不再匹配真实动力学。

(2) 参数估计偏差的可观测现象

- 质量偏小：悬停油门基准降低，垂直段出现“上升滞后/下降超调”，稳态位置无偏，但峰值推力饱和风险上升。
- 阻尼偏小：速度回零阶段出现明显过冲与 0.5–1 Hz 低频振荡，阻尼比 $\zeta < 0.3$ ；高速巡航段跟踪相位超前，误差谷-峰值呈正弦拖尾。
- 综合表现：阶跃速度指令上升时间缩短，调节时间延长，IMU 实测加速度与 a_{des} 幅值差异 $> 15\%$ 。

(3) 加入气动阻力 $F_d = kv$ 的策略对比

控制层 (S03Control) 注入：

优点：实时形成“加速度-速度”阻尼闭环，抗突发风，带宽高；

缺点：需准确 k 值，放大高频噪声，必须低通滤波；增益过大引起倾角抖动。

规划层（轨迹限速）注入：

优点：离线即保证 $v \leq v_{sat(k)}$ ，无需改飞控代码，零噪声；

缺点：无法应对在线风扰，保守限速降低任务效率。

(4) 推荐双层方案与参数整定

规划层先按 $k_{plan}=0.8 \cdot k_{true}$ 限速，控制层再用低通后 $k_{ctl}=0.2 \cdot k_{true}$ 做前馈抵消。

自整定步骤：悬停记录油门均值 T_0 ，人工施加已知风速 v_{wind} ，测得额外油门 ΔT ，则

$$k \approx \Delta T \cdot mg / v_{wind}$$

最终 k_{plan} 取 0.8k， k_{ctl} 取 0.2k 并过一阶 IIR（截止 10 Hz）即可兼顾安全性与抗扰性。