



4.8 典型无人载具建模与扩展



本章目录

典型无人载具建模与扩展

第四章 载具运动建模与仿真

- 4.1 运动建模基础与运动学
- 4.2 刚体动力学与运动求解
- 4.3 动力单元、受力与观测建模
- 4.4 配平、线性化与动态系统基础
- 4.5 多旋翼模型逐步编程与仿真
- 4.6 参数测量与静态模型辨识
- 4.7 动态系统辨识、验证与模型修正
- 4.8 典型无人载具建模与扩展**
- 4.9 建模工具、代码生成与模型部署
- 4.10 API与SDK建模接口
- 4.11 例程体系与综合实践
- 4.12 习题案例分析与课程设计

本节 4 个教学单元

4.8.1 多旋翼无人机

教材对应：第4.2.5.1节

4.8.2 固定翼无人机

教材对应：第4.2.5.2节

4.8.3 地面无人车

教材对应：第4.2.5.3节

4.8.4 其他载具与模型选型

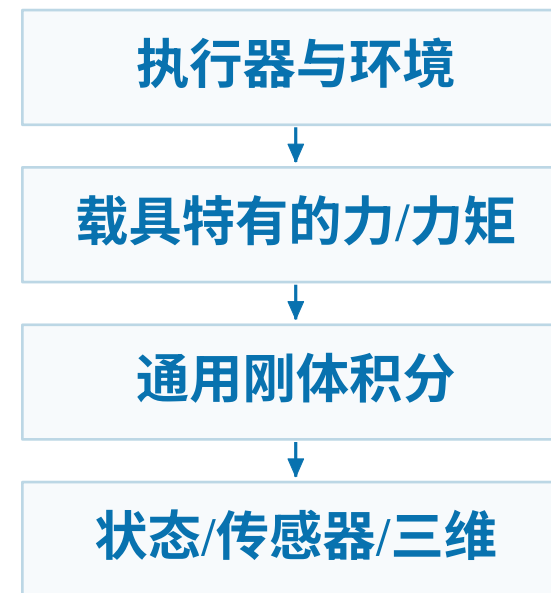
教材对应：第4.2.5.4节、第4.3.2节



4.8.1 多旋翼无人机：对照固定翼与车辆的受力来源

换载具先换受力来源，外形编号不决定动力学

- 四旋翼、固定翼和车辆可复用刚体积分；旋翼推力、机翼气动力与轮地作用分别产生不同的合力和合矩。
- 迁移须对应执行器、受力、质量惯量、初态和环境。三维显示编号（ClassID，课件4.9介绍）只决定外形，动力学由受力模块决定。
- 沿输入追到受力模块再判断模型身份；uav、rotor、MotorRads等旧变量名只是名称，物理含义与单位以计算关系为准。



图：可复用框架与需替换的受力来源

通用刚体求解器可以复用，受力、执行器和约束必须适配。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.1 多旋翼无人机：对照其他载具的控制通道

不同载具的控制通道先与实体部件对应



图4.14 不同无人载具的控制通道

- **读图：**上排看多旋翼的桨数与布局；下排通道框见“图4.14的通道对照”页。

通道的物理含义来自执行器和布局，而不是一个通用编号。

4.8.1 多旋翼无人机：图4.14的通道对照

同一通道号在不同机型中对应不同执行器

机型	通道与执行器（作用）
常规布局固定翼	舵机1 副翼（滚转）、舵机2 升降舵（俯仰）、舵机3 方向舵（偏航）、舵机4 襟翼（增升）、舵机5 起落架；电机1 油门
飞翼布局固定翼	舵机1、2 左右副翼，兼顾滚转与俯仰；电机1 油门
复合布局固定翼	主控（旋翼模式）：电机1-4 前左、前右、后左、后右； 辅助（固定翼模式）：舵机1-4 副翼、额外副翼、升降舵、方向舵， 电机5 油门
阿克曼底盘	电机1 油门；舵机1 转向
差速底盘	电机1 左侧轮速；电机2 右侧轮速

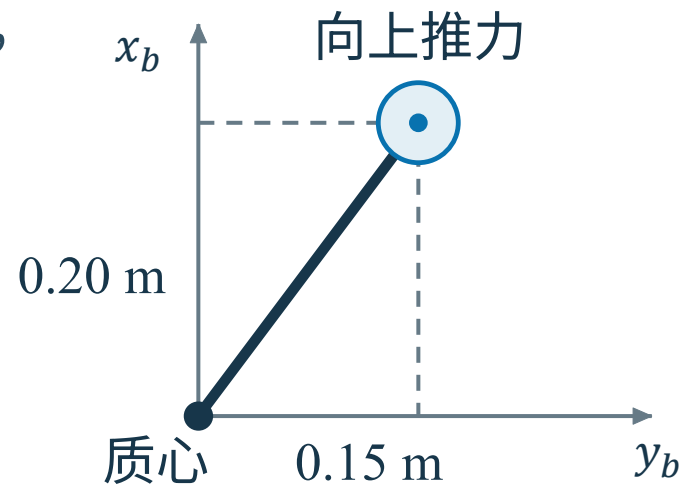
- **读图：**固定翼的通道分给舵面与油门，车辆的通道分给驱动与转向。

表：图4.14下排通道框的文字整理；编号以所选例程的映射为准

4.8.1 多旋翼无人机：单桨力矩与力臂

位置与叉乘一起决定单桨力矩

- 质心为FRD机体系原点。教学旋翼位置 $[0.20, 0.15, 0]^T$ m，向上推力 $[0, 0, -5]^T$ N，先不计反扭矩。
- 同坐标叉乘得到 $[-0.75, 1.00, 0]^T$ N·m：右侧上升为负滚转，机头抬起为正俯仰，与物理方向一致。
- 斜机臂长度不等于前向、侧向投影；位置改变杠杆，电机重新编号只改变排列。反扭矩需另外相加。
- 方法同课件4.3「叉乘算例」页，这里换成前后与左右力臂不等的桨位。



俯视：推力朝纸外
图：位置投影决定力臂

位置向量决定同样推力能产生多大的滚转与俯仰力矩。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.1 多旋翼无人机：逐桨合力与合矩

逐桨合成受力，再比较旋翼分担

- 各桨沿负 z_b 推力， $T_i = c_T \omega_i^2$ ；滚转、俯仰贡献分别为 $-y_i T_i$ 、 $x_i T_i$ 。
- 反扭矩系数为 c_M ， $s_i = \pm 1$ 按机体所受反扭矩方向取号；每一列对应一个真实电机，系数不同时逐桨取值。
- 对称、同质量2 kg、 $g=9.8 \text{ m/s}^2$ 时，总推力19.6 N：四桨各4.9 N，六桨各3.2667 N；推力比例还要经各电机的输入—推力关系才换算成油门。

$$[T, M_x, M_y, M_z]^T = \sum_{i=1}^n [c_T, -y_i c_T, x_i c_T, s_i c_M]^T \omega_i^2$$

布局改变的是力矩映射，刚体运动方程仍接收合力与合矩。

4.8.1 多旋翼无人机：布局与控制分配

同一桨位矩阵如何正向合成与逆向分配

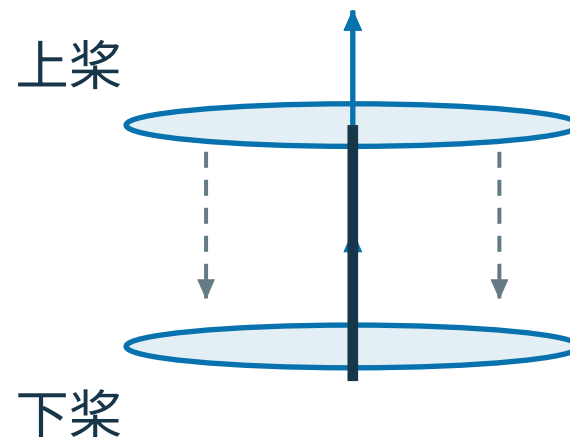
- **布局：** 十字构型机臂沿机体前后、左右轴；X构型沿对角线，前向视野开阔、便于布置相机，是当前主流。同一臂长下两者的力臂和电机编号不同。
- **正向：** 桨轴近竖直、刚性、未饱和且推力平方律有效时， $v = Bq$, $q_i = \omega_i^2$ ； B 各列由桨位、旋向和 c_T 、 c_M 决定， v 为总推力和三轴力矩。
- **逆向：** 自驾仪给目标 v_d ，求满足 $Bq = v_d$ 且各桨输入有界的 q ，再经电机标定映射到指令；满秩、可达且未饱和时才能精确实现。统一归一化尺度下， B 的条件数越小，分配对扰动越不敏感。可行域判断见课件4.3「逆映射与可行域」页。
- **模板：** RflySim多旋翼模板按机型参数适配3-8旋翼常规构型；自定义构型要同步修改模型映射矩阵与自驾仪控制分配。

正向算受力，逆向算桨输入；布局变更必须重建分配矩阵。

4.8.1 多旋翼无人机：共轴旋翼的尾流干扰

四轴八旋翼的共轴布置增加了气动相互作用

- 同一机臂上下放置旋翼，横向力臂接近；下桨处于上桨尾流中，两桨不一定保持独立单桨的推力规律。
- 教材10%-20%为效率损失估计；推力损失须结合效率定义、转速或功率条件及成对台架数据确定。
- 共轴可缩小横向尺寸，效率、噪声、结构和失效余量则要逐项评价后再选型。



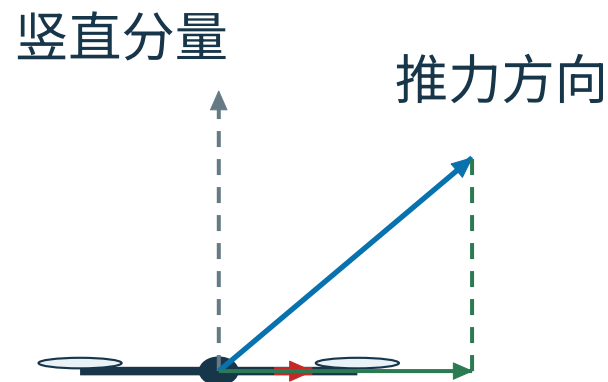
上桨尾流改变下桨来流
图：上下旋翼与尾流干扰

共轴旋翼的横向位置接近，却不一定保持独立单桨的推力规律。

4.8.1 多旋翼无人机：倾斜旋翼的推力方向

倾斜旋翼需要同时计算推力方向与作用点

- 单位向量 $\mathbf{a}_i$ 给出旋翼推力方向， $\mathbf{F}_i = T_i \mathbf{a}_i$ 。倾转后竖直支撑和前向分量同时变化。
- 可倾转结构还需舵机角度、动态和限位；每步更新方向，再加力臂矩与反扭矩 $\mathbf{Q}_i$ 。



图：同一推力改变方向

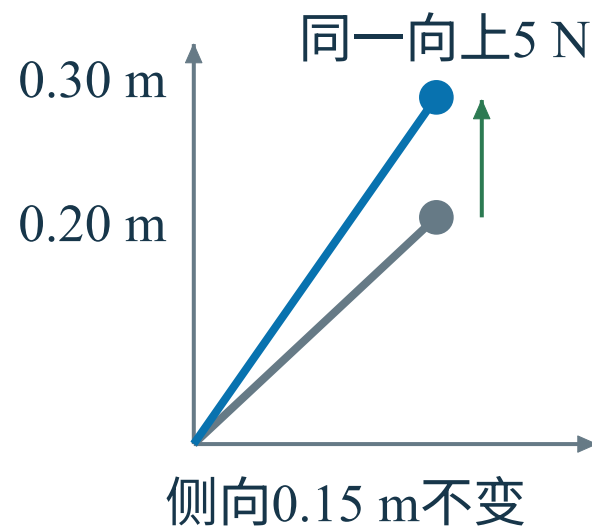
$$\mathbf{F}_b = \sum_i T_i \mathbf{a}_i, \quad \mathbf{M}_b = \sum_i (\mathbf{r}_i \times T_i \mathbf{a}_i + \mathbf{Q}_i)$$

轴向变化会把推力分到多个方向，也改变合力矩。

4.8.1 多旋翼无人机：移动旋翼的力矩变化

布局迁移练习：只移动一个旋翼，预测哪项力矩改变

- 保持向上5 N及侧向位置0.15 m，把旋翼前向位置从0.20 m改为0.30 m；其他旋翼和输入不变。
- 滚转仍为 $-0.75 \text{ N}\cdot\text{m}$ ，俯仰从 1.00 增为 $1.50 \text{ N}\cdot\text{m}$ ，总推力不变。只改几何即可改变合矩。
- 记录前后位置向量、力矩和转动预期；若另行配平，把输入改变作为第二个条件单独记录。



图：只改变前向力臂

同一输入下的合力可不变，合力矩却因力臂变化而改变。



4.8 典型无人载具建模与扩展



本章目录

典型无人载具建模与扩展

第四章 载具运动建模与仿真

- 4.1 运动建模基础与运动学
- 4.2 刚体动力学与运动求解
- 4.3 动力单元、受力与观测建模
- 4.4 配平、线性化与动态系统基础
- 4.5 多旋翼模型逐步编程与仿真
- 4.6 参数测量与静态模型辨识
- 4.7 动态系统辨识、验证与模型修正
- 4.8 典型无人载具建模与扩展**
- 4.9 建模工具、代码生成与模型部署
- 4.10 API与SDK建模接口
- 4.11 例程体系与综合实践
- 4.12 习题案例分析与课程设计

本节 4 个教学单元

4.8.1 多旋翼无人机

教材对应：第4.2.5.1节

4.8.2 固定翼无人机

教材对应：第4.2.5.2节

4.8.3 地面无人车

教材对应：第4.2.5.3节

4.8.4 其他载具与模型选型

教材对应：第4.2.5.4节、第4.3.2节



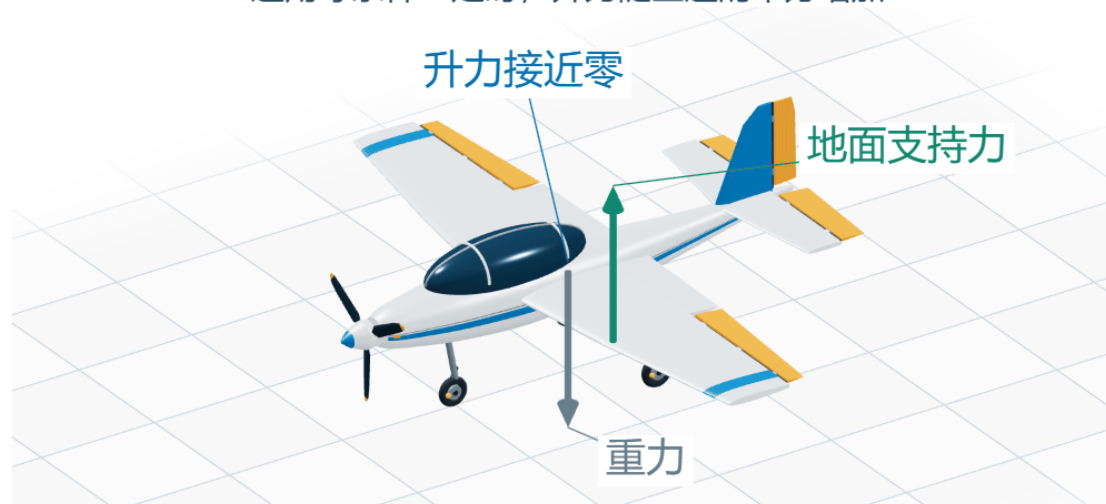
4.8.2 固定翼无人机：机翼承重与前向推进

固定翼靠机翼承重，靠推进维持相对空气运动

- 常规固定翼靠机翼在相对气流中承重，推进主要克服阻力；舵面改变局部气动力，形成姿态力矩。
- 油门先改推进，再经空速改变机翼受力；抬头先改姿态，航迹还取决于空速与当前受力。
- **观察滑跑、离地和转弯：**支撑力在离地后消失，升力方向随飞行状态变化。这是无风教学示意。

01 地面滑跑：加速建立空速

迎角等条件一定时，升力随空速的平方增加



总向上作用逐渐接近重量，起落架承受的载荷减小

无风条件 | 力箭头同一比例尺 | 航迹距离缩放显示

图：从地面支撑到空中承载

推进、机翼与舵面通过空速耦合，不能用四个竖直推力替代。

4.8.2 固定翼无人机：相对空速与气流角

由相对空气速度计算空速、迎角和侧滑

- **相对速度：**地速 $[15, 0, 0]^T$ 、风速 $[5, 2, 0]^T$ m/s，在NED中相减得 $\mathbf{v}_{a,e} = [10, -2, 0]^T$ m/s，模长 10.198 m/s。
- **转到机体系：**取 $\phi = \psi = 0$ 、俯仰 $\theta = 5.71^\circ$ ， $\mathbf{v}_{a,b} = R^T \mathbf{v}_{a,e} = [9.950, -2, 0.995]^T$ m/s，旋转不改变模长。
- **气流角：** $V_a = 10.198$ m/s， $\alpha = \text{atan2}(0.995, 9.950) = 5.71^\circ$ ， $\beta = \arcsin(-2/10.198) = -11.31^\circ$ ；无滚转且来流水平时，迎角等于俯仰角。
- 内部三角函数用弧度；零空速时角度无定义，要改用低速分支以避免除零。

$$\mathbf{v}_{a,b} = R^T (\mathbf{v}_e - \mathbf{v}_{w,e}), \quad \alpha = \text{atan2}(w_a, u_a), \quad \beta = \arcsin(v_a/V_a)$$

气动力取决于相对空气速度，必须先在同一坐标系做减法。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.2 固定翼无人机：动压与承重系数

动压降为四分之一，承重所需升力系数变为四倍

- 动压 $\bar{q} = \rho V_a^2 / 2$ 。教学条件 $m = 2 \text{ kg}$ 、 $S = 0.5 \text{ m}^2$ 、 $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 、 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ ，近似由机翼水平承重。
- 15 m/s时 $\bar{q} = 137.8125 \text{ Pa}$ 、所需 $C_L = 0.2844$ ；7.5 m/s时为34.4531 Pa、1.1378。能否达到、是否失速，还要查机翼的最大升力系数。
- S 为参考面积， $\bar{c}$ 为气动弦长； C_L, C_m 无量纲。相同系数时力和力矩随动压减小，舵面限幅使补偿能力有限。

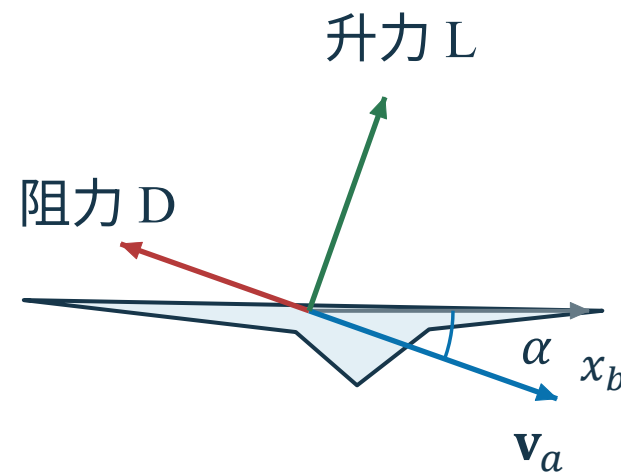
$$L = \bar{q} S C_L, \quad M_y = \bar{q} S \bar{c} C_m, \quad C_{L,\text{req}} = mg / (\bar{q} S)$$

动压由速度平方决定，是机翼和舵面受力的共同尺度。

4.8.2 固定翼无人机：升阻力的坐标转换

升阻力先在气流方向定义，再转换到机体方程

- 阻力沿相对空气速度反向，升力在气流平面内垂直于速度；机头与气流不对齐时，要先旋转才能得到机体轴分量。
- 从空速、角度与舵偏求气动力矩，再旋转到FRD，与推进及其他非重力作用相加，送入刚体方程。
- 重力按统一约定只计一次；若旧模板已在合力端加入重力，迁移时调整该边界，避免重复叠加。



侧视：力随气流定义

图：升力与阻力随相对气流方向定义

气动力坐标与机体系一致后，才可和推进力、力矩合成。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.2 固定翼无人机：气动系数的输入与尺度

气动系数把迎角、舵偏和角速度的作用分开

- 在局部工况可写 $C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_e}\delta_e + \dots$ ，常数项、迎角项与升降舵项分别表达不同来源。
- 令 b 为翼展、 $\bar{c}$ 为平均气动弦长，用它们与空速将机体角速度 p, q, r 归一化；无量纲角速度参与气动阻尼项，计算时保留尺度因子。
- 初始化文件 InitData.m 给出几何、惯量和气动系数，要连同产生系数的公式一起读；动压 $\bar{q}$ 、俯仰角速度 q 与无量纲 $\hat{q}$ 含义和单位不同。

$$\hat{p} = \frac{bp}{2V_a}, \quad \hat{q} = \frac{\bar{c}q}{2V_a}, \quad \hat{r} = \frac{br}{2V_a}$$

系数模型决定各输入怎样改变受力，所用单位和范围必须一致。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.2 固定翼无人机：常规翼与飞翼的舵面

常规机翼和飞翼把控制需求交给不同舵面



常规布局固定翼

舵机1 副翼→滚转
舵机2 升降舵→俯仰
舵机3 方向舵→偏航
电机1 油门→推进



飞翼布局固定翼

舵机1、2 升降副翼
同向→主要俯仰
差动→主要滚转
电机1 油门→推进



复合布局固定翼

主：电机1-4 旋翼
辅：舵机1-4 舵面
辅：电机5 巡航油门
过渡时两组协同

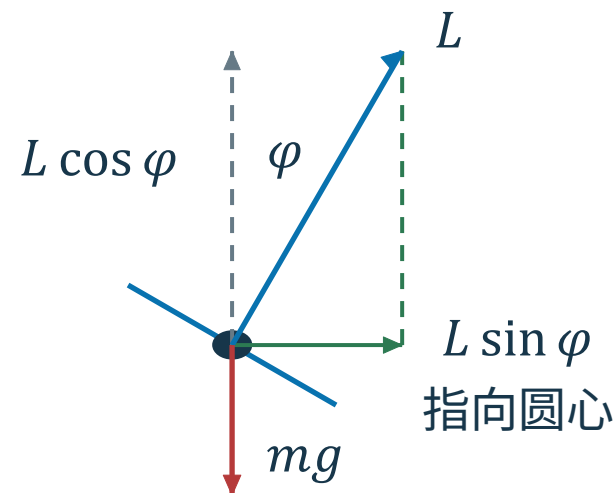
图4.14（局部）固定翼的控制通道；编号以所选例程的映射为准

通道混合由布局决定，相同控制意图不保证相同舵面动作。

4.8.2 固定翼无人机：盘旋与协调转弯

固定翼靠盘旋定点，协调转弯靠倾斜升力提供向心力

- **定点任务：**常规固定翼须保持前向空速，通常绕圈盘旋，而非原地悬停。
- **协调转弯：**滚转角 φ 使升力倾斜， $L \sin \varphi$ 提供向心力， $L \cos \varphi = mg$ 维持高度；阻力随之增大，要加推力补偿。
- **算例：** $V = 15 \text{ m/s}$ 、 $\varphi = 30^\circ$ 时， $L/(mg) = 1/\cos \varphi = 1.155$ ，盘旋半径 $R = V^2/(g \tan \varphi) = 39.8 \text{ m}$ 。



图：协调转弯的升力分解（后视）

滚转角越大，盘旋半径越小，所需升力和推力也越大。

4.8.2 固定翼无人机：空速测量与飞翼起降

空速计测相对气流，飞翼起降要靠弹射、滑降等方案

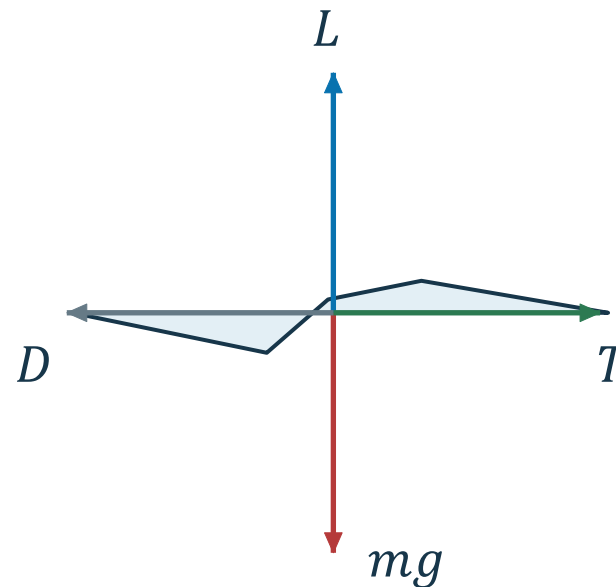
- **空速计**：测相对气流而非地速，与姿态、气压和风估计共同约束迎角和动压；低空速时舵效与气动系数不可靠，读数要考虑安装和校准。
- **换算**：空速计测得动压 $\bar{q}$ ， $V_a = \sqrt{2\bar{q}/\rho}$ 。 $\bar{q} = 137.8$ Pa时按 $\rho = 1.225$ kg/m³得15.0 m/s；若当地 $\rho = 1.0$ kg/m³，实际约16.6 m/s。
- **飞翼起降**：左右升降副翼混合俯仰与滚转；起飞需弹射或抛投达到足够空速，回收可用滑降或伞降，方式取决于机型设计与场地条件。

测空速与起降方式都受有效气动工况约束。

4.8.2 固定翼无人机：巡航初态与配平

初始化给出起点，巡航还须另求配平

- 无风直线水平巡航近似要求 $L = mg$ 、 $T = D$ ，各轴合力矩为零；应联立求相容的迎角、舵偏与油门，位置仍随时间前进。
- 两个固定翼模板（e2、e5）的当前参数为：质量8.16466266 kg、前向初速0.001 m/s、位置姿态为零；这是起始设置，15 m/s巡航配平需另求。
- 微型模板e5还需参数脚本、MavLinkStruct总线（根端口的MAVLink数据结构定义）和航空航天模块集；地面起飞另含接触与加速。



图：巡航的力与矩平衡

给一个前向速度只是初态，满足平衡还需要合适的姿态和输入。

4.8.2 固定翼无人机：固定翼模型的方程模块

现成固定翼模型把哪些公式放在哪些模块

- 例程1.BasicExps/e2_FixWingModelCtrl的AircraftMathworks.slx含执行器映射、Actuator Model、Motor Model与Small Fixed Wing UAV Dynamics。
- 动力学内部由Compute Air Data计算空速和角度，Aerodynamic Forces and Moments计算气动力矩，再通过旋转与6DOF推进状态。
- 输出链把状态送往传感器与三维显示。沿输入、受力、状态逐段定位，可区分气动误差与传感器或显示误差。



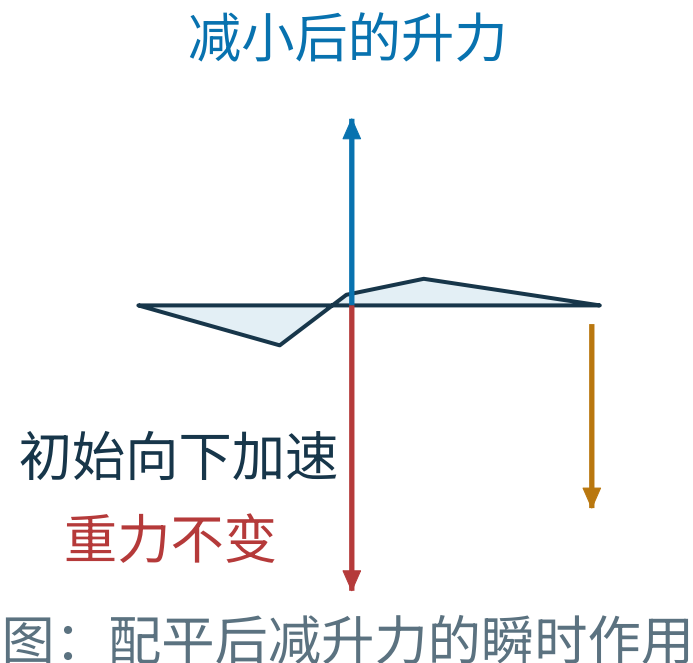
图：固定翼模型中的方程职责

气动状态、力矩合成与运动积分在真实模型中各有位置。

4.8.2 固定翼无人机：固定翼迁移的可观测预期

固定翼迁移先提出可观测预期，再进入综合运行

- 在已声明配平点保持密度、质量、输入和初态，先预测减小升力系数后的瞬时竖直合力，再启动完整模型。
- 记录空速、迎角、舵偏、姿态和高度；控制器随后会改变舵面，气动参数的作用要看瞬时响应。
- 交付表列：参数 | 端口 | 初态 | 预期值 | 实测值，运行步骤见课件4.11。课件4.11综合任务若选载具迁移，固定翼与车辆任选一种。



把参数变化、受力变化和输出变化连起来，迁移结果才可解释。



4.8 典型无人载具建模与扩展



本章目录

典型无人载具建模与扩展

第四章 载具运动建模与仿真

- 4.1 运动建模基础与运动学
- 4.2 刚体动力学与运动求解
- 4.3 动力单元、受力与观测建模
- 4.4 配平、线性化与动态系统基础
- 4.5 多旋翼模型逐步编程与仿真
- 4.6 参数测量与静态模型辨识
- 4.7 动态系统辨识、验证与模型修正
- 4.8 典型无人载具建模与扩展**
- 4.9 建模工具、代码生成与模型部署
- 4.10 API与SDK建模接口
- 4.11 例程体系与综合实践
- 4.12 习题案例分析与课程设计

本节 4 个教学单元

4.8.1 多旋翼无人机

教材对应：第4.2.5.1节

4.8.2 固定翼无人机

教材对应：第4.2.5.2节

4.8.3 地面无人车

教材对应：第4.2.5.3节

4.8.4 其他载具与模型选型

教材对应：第4.2.5.4节、第4.3.2节



4.8.3 地面无人车：接地约束与平面运动

地面接触产生约束，理想运动学给出低速预期

- 地面支撑承重，轮胎接触形成驱动力和侧向约束。平坦、低速、小侧滑时，可简化为位置与航向运动学。
- 两车模型都含Ground Model、Force and Moment和6DOF：驱动与转向先产生接触力，再积分出速度。
- 动画中轮式转向、履带滑移和全向轮是不同机制；动画按前左上坐标显示，转向正负以本章NED约定为准。

01 常规转向：四轮沿各自圆弧滚动

内侧前轮转角较大，外侧车轮滚过的路程较长



先改变前轮指向，再沿对应曲率起步

橙：车轮转动 | 蓝：地面作用力 | 绿：合力 | 红：净力矩

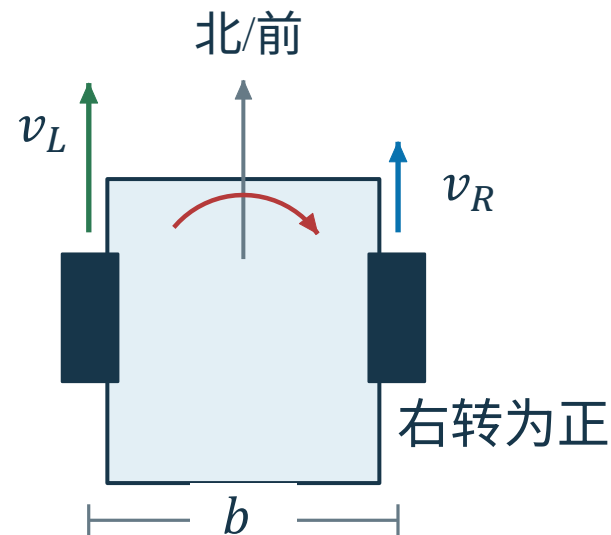
图：不同轮系依靠不同接触机制

平面运动来自接触条件，不是把六自由度方程中的高度简单删掉。

4.8.3 地面无人车：差速轮速与航向

差速的平均轮速给前进，左减右给正航向

- NED/FRD下，从上看右转为正；两轮速度均以前进为正。轮距 b 、轮半径 r_w ，无滑移时 $v_L = r_w \omega_L$ 、 $v_R = r_w \omega_R$ 。
- 前向 $v = (v_L + v_R)/2$ ，航向角速度 $r = (v_L - v_R)/b$ ；左轮更快使车头向右。轮距不是前后轴距。
- 按航向把前向速度投影到北、东再积分。轮速在此作为已知量；电机滞后和摩擦需在动力学层另算。



图：轮速差与NED航向

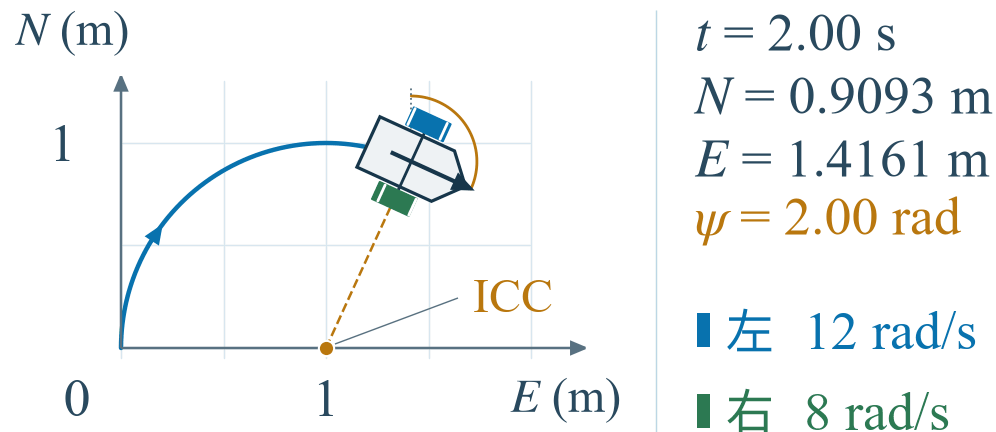
$$\dot{x}_N = v \cos \psi, \quad \dot{y}_E = v \sin \psi, \quad \dot{\psi} = r$$

本章航向从北转向东为正，因此左轮更快产生正航向角速度。

4.8.3 地面无人车：差速圆弧的位移计算

由两侧轮速计算两秒后的圆弧位移

- 轮距0.4 m、轮半径0.1 m。
左轮12、右轮8 rad/s；
初始位置与航向为零，
得 $v = 1 \text{ m/s}$ 、 $r = 1 \text{ rad/s}$ 。
- 恒定轮速使 $\psi = rt$ ，右式给出轨迹。
2 s：北0.9093 m、东1.4161 m、航向2 rad，
路程2 m不等于直线位移。
- $r = 0$ 须走直行分支：北向 vt 、东向0，
避免除零。图示无滑移；实际驱动与侧滑另行建模。



图：左轮较快，小车沿圆弧右转

$$x_N = (v/r)\sin(rt)$$

$$y_E = (v/r)[1 - \cos(rt)]$$

先积分航向，再积分随航向变化的北向和东向速度。

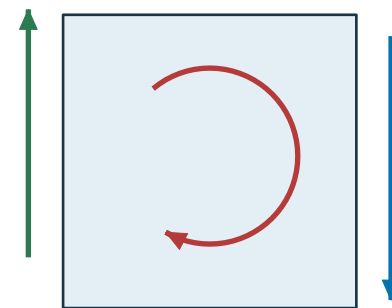
4.8.3 地面无人车：反向轮速与原地转向

原地转向来自大小相同、方向相反的两侧轮速

- $v_L = 0.2 \text{ m/s}$ 、 $v_R = -0.2 \text{ m/s}$ 、 $b = 0.4 \text{ m}$ 时，平均前向速度为0，航向角速度为1 rad/s。
- 两侧一进一退，理想中心保持不动。实际四轮差动车常伴随轮胎侧滑、摩擦耗散和电机负载变化。
- 原地转向适合作功能试验；真实轮胎力、功耗和响应建立时间要由动力学模型或实测给出。

左侧前进

右侧后退



$$v = 0, \quad r = 1$$

图：两侧反向，中心不平移

平均速度为零时仍可有非零航向变化。

4.8.3 地面无人车：快速转弯与侧滑

低速无侧滑假设会在快速转弯时失效

① 侧向需求

$a_{\text{lat}} = v^2/R_c$ ；同一半径下速度加倍，侧向需求变为四倍。

② 摩擦上限

教学 $\mu = 0.5$ 、 $g = 9.8$ m/s²、 $R_c = 2$ m： $v \leq \sqrt{\mu g R_c} = 3.1305$ m/s。

③ 比较判断

5 m/s超过上限，所需侧向力超过接触能力，理想无侧滑圆弧不再成立。

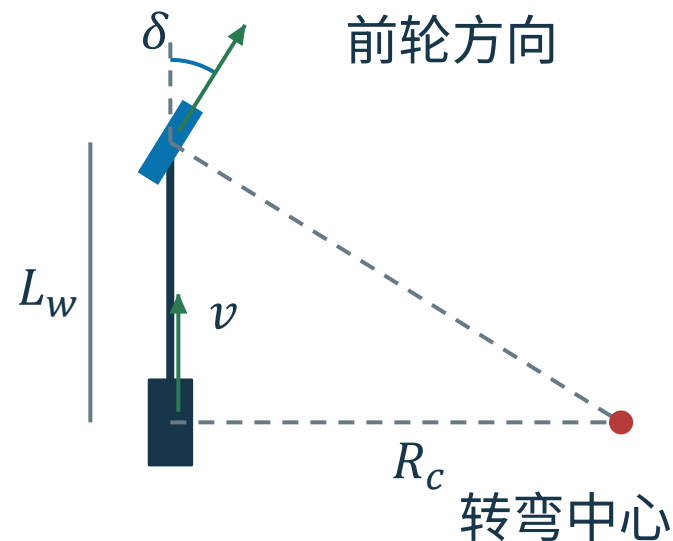
- **假设：**忽略载荷转移、纵向驱动和轮胎细节，只说明无侧滑条件何时可能失效；全工况还要看轮胎特性。

转弯所需侧向力超过接触能力时，理想圆弧不再成立。

4.8.3 地面无人车：阿克曼等效自行车

阿克曼转向可用一个等效自行车描述低速几何

- 等效前轮转角 δ 向右为正，轴距 L_w ；
低速无侧滑时 $r = v \tan \delta / L_w$ ， v 取后轴中心前向速度。
- 内轮所在圆半径较小，因此转角较大；等效自行车以中心线概括两侧几何，省略轮胎和侧滑细节。
- 速度为零时航向角速度也为零：阿克曼车不能原地转向、转弯半径较大，但贴近汽车行驶方式，适合较高速度的轨迹跟踪。



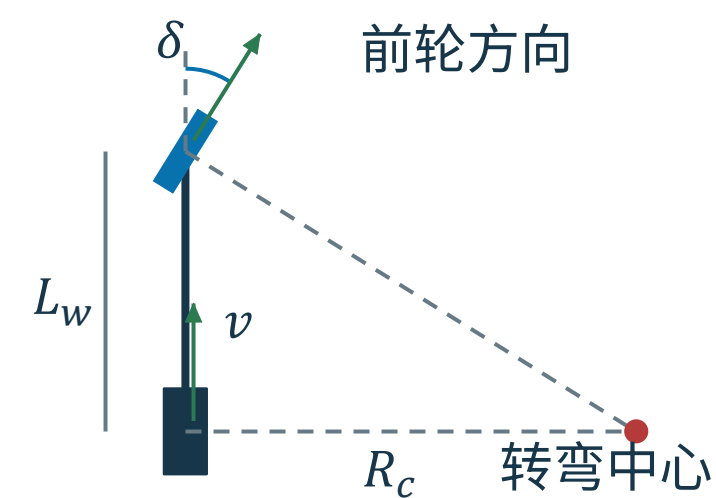
图：前轮转角、轴距与转弯半径

前轮指向决定曲率，后轮轴中心的速度决定沿圆弧前进的快慢。

4.8.3 地面无人车：轴距转角与转弯半径

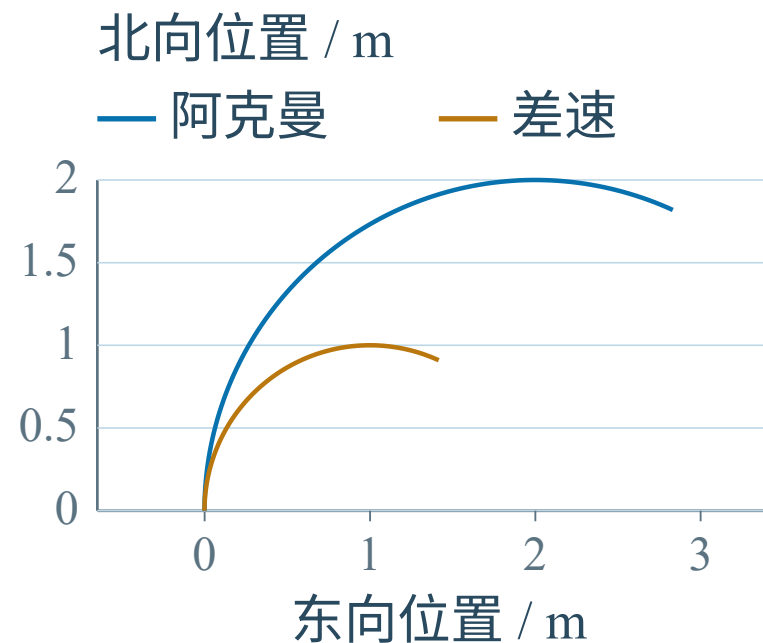
阿克曼算例：给定轴距和转角，先求转弯半径

- 教学 $L_w = 1 \text{ m}$ 、右转 $\delta = 26.565^\circ$ 、
后轴 $v = 2 \text{ m/s}$ ，初态为零， $\tan\delta = 0.5$ 。



转角定曲率；同一半径下速度
定航向快慢

半径 2 m ，
角速度 1 rad/s 。
 2 s 后北 1.8186 m ，
东 2.8323 m ，
航向 2 rad 。
角速度相同时，
半径加倍，
位移也加倍。



图：两组已声明参数的解析圆弧

- 曲线差别来自题设速度与几何。

4.8.3 地面无人车：离线轨迹对照

运行教学脚本，先得到一份可重算的迁移预期

- **目录：** [安装目录]/RflySimAPIs/4.RflySimModel/1.BasicExps/e6_ModelingLearningLab/04_VehicleKinematics/, 入口Readme.pdf。
- **运行：** 只需基础MATLAB；当前目录切到该文件夹，输入metrics = vehicle_migration_baseline;，结果写入outputs，图窗不弹出时直接打开其中的PNG。
- **判据：** PNG对照解析与欧拉轨迹； vehicle_migration_results.json中差速终点约北0.9093 m、东1.4161 m，步长0.02与0.01 s的position_error_m约0.0168与0.0084 m，error_ratio约为2。
- **边界：** 结果来自离线平面运动学计算，轮胎与执行器响应在平台模型中另行比较。

解析轨迹和离散积分共同提供进入平台前的数值基准。



4.8 典型无人载具建模与扩展



本章目录

典型无人载具建模与扩展

第四章 载具运动建模与仿真

- 4.1 运动建模基础与运动学
- 4.2 刚体动力学与运动求解
- 4.3 动力单元、受力与观测建模
- 4.4 配平、线性化与动态系统基础
- 4.5 多旋翼模型逐步编程与仿真
- 4.6 参数测量与静态模型辨识
- 4.7 动态系统辨识、验证与模型修正
- 4.8 典型无人载具建模与扩展**
- 4.9 建模工具、代码生成与模型部署
- 4.10 API与SDK建模接口
- 4.11 例程体系与综合实践
- 4.12 习题案例分析与课程设计

本节 4 个教学单元

4.8.1 多旋翼无人机

教材对应：第4.2.5.1节

4.8.2 固定翼无人机

教材对应：第4.2.5.2节

4.8.3 地面无人车

教材对应：第4.2.5.3节

4.8.4 其他载具与模型选型

教材对应：第4.2.5.4节、第4.3.2节



4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：高阶案例新增的物理机制

从高阶案例先识别新增的物理机制与验证层级



图4.15 高阶案例展示

- (a) 多种载具与控制机架
- (b) 垂直起降 (VTOL) : 仿真与实机
- (c) 尾座: 机体大角度过渡
- (d) 倾转: 机构角与跟踪验证
- (e) F16: 任务与观察视角
- (f) 气动模型: 数据与适用范围

后续: 复合翼过渡、尾座与倾转、F16与全包线气动, 再看水域浮力、直升机桨距和吊载拖车约束。

外观和任务不同, 新增状态、受力与验证条件也随之改变。

4.8.4 其他载具与模型选型：图4.15 (a) (b) 局部

平台覆盖多种载具，VTOL从仿真逐级走到实飞



图4.15 (a) RflySim支持的多种载具（局部）

- **子图(a):** QGC机架选择页列出多旋翼、固定翼、VTOL与车辆等机架；选定机架就确定了PX4的执行器配置。



图4.15 (b) 垂直起降无人机仿真到实飞（局部）

- **子图(b):** 同一VTOL依次经QGC地面站、CopterSim、HITL仿真到真机实验；过渡受力见“复合翼的承重过渡”页。

4.8.4 其他载具与模型选型：复合翼的承重过渡

复合翼在过渡中同时依赖旋翼与机翼承重

- VTOL低速主要靠旋翼；推进建立空速后机翼逐渐承重，巡航时旋翼和支架增加阻力。
- 近水平、准稳态时 $T_{\text{rotor},\uparrow} + L \approx mg$ ；这是共同承载，不是两套运动状态轮流生效。
- 升力桨承重，巡航推进建空速；低速舵效弱，过渡时连续分配推力与舵面，并验算力矩和余量。

01 垂直起降：旋翼提供支承

旋翼先增推上升，再减推制止上升并保持高度



旋翼与机翼的支承贡献之和，满足当前竖直运动所需
力箭头采用同一比例尺 | 旋转放慢显示

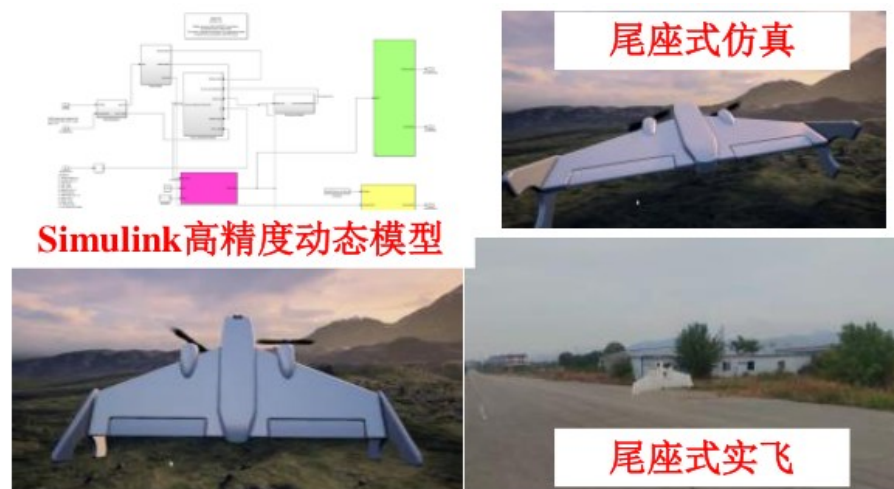
图：过渡中旋翼与机翼共同承载

过渡是受力连续变化的过程，不能只切换两个互不相关的模型。

4.8.4 其他载具与模型选型：尾座与倾转的状态差别

尾座式改变整机姿态，倾转式还改变执行器轴向

- 尾座式让整个机体从近竖直转到前飞，机翼和传感器一起旋转，姿态模型必须覆盖大角度。
- 倾转式还增加相对机身的机构角，影响推力方向并带入舵机动态、限位和耦合；不能只改变整机姿态。
- 教材尾座图并列仿真与实机；比较须统一输入与工况，过渡区精度要用全过程数据评价。



(c) 尾座式垂起无人机仿真到真机实飞

图4.15 高阶案例展示（尾座式局部）

不同过渡结构决定哪些角度属于机体状态、哪些属于机构状态。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：图4.15（d）倾转旋翼跟踪验证

倾转旋翼用姿态与速度跟踪曲线检验控制算法

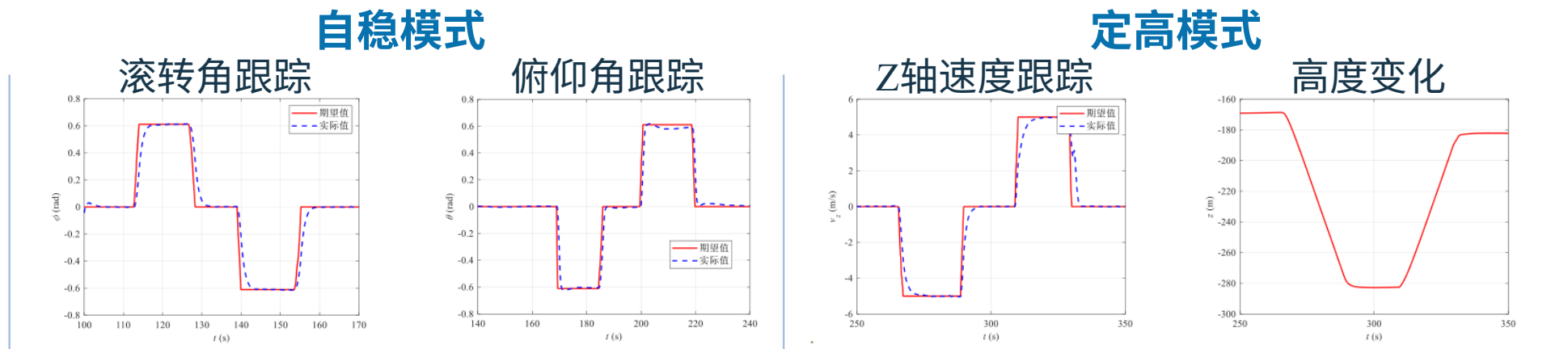


图4.15（d）倾转旋翼机控制算法验证（跟踪曲线局部）

- **读图：**红实线为期望值，蓝虚线为实际值；纵轴依次为滚转角、俯仰角（rad），Z轴速度（m/s）与高度 z （m），横轴为时间（s）。
- **对照：**姿态跟随方波指令、略有滞后；Z轴速度跟随 ± 5 m/s阶跃， z 变负表示上升。机构角含义见“尾座与倾转的状态差别”页。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：F16场景与全包线气动

F16场景和全包线气动模型提出了不同的模型要求



图4.15 高阶案例展示 (F16与全包线模型局部)

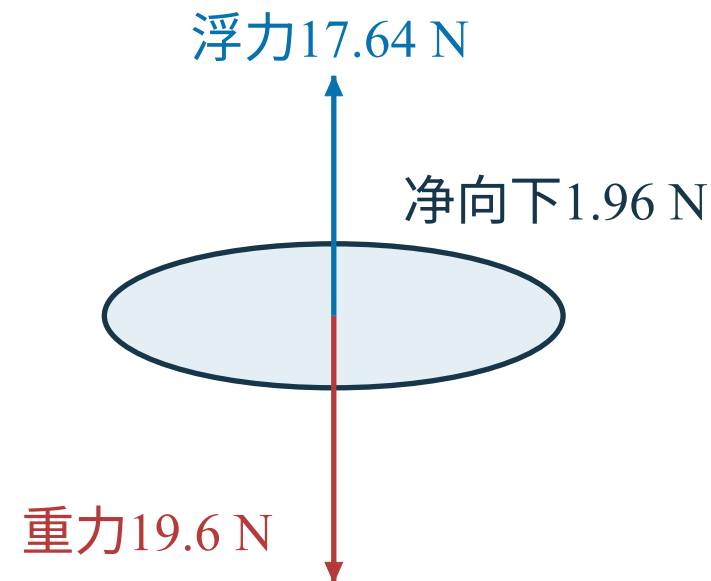
- F16场景支持任务交互和观察，全包线气动数据决定特定状态下的受力；画面复杂度不等于气动精度。
- 气动表按迎角、侧滑、马赫数和舵偏查询，须核对插值、参考尺度及表外行为；宽范围仍需独立工况验证。

任务画面与物理精度需分别评价，气动数据范围决定可支持的机动范围。

4.8.4 其他载具与模型选型：水面与水下的流体作用

水动力还需要浸没、浮力与附加质量

- 水面船艇用相对水速度计算阻力；浸没体积和浮心影响浮力与恢复力矩，周围流体随动还带来附加质量。
- 水下无人潜航器（UUV）算例：** $m = 2 \text{ kg}$ 、 $V = 0.0018 \text{ m}^3$ 、 $\rho_w = 1000 \text{ kg/m}^3$ 、 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ ，浮力 $B = \rho_w g V = 17.64 \text{ N}$ 。
- 忽略附加质量与阻尼， $a_D = (mg - B)/m = 0.98 \text{ m/s}^2$ 。中性浮力只保证竖直平衡，姿态仍取决于浮心和重心。



图：独立潜航器升沉算例

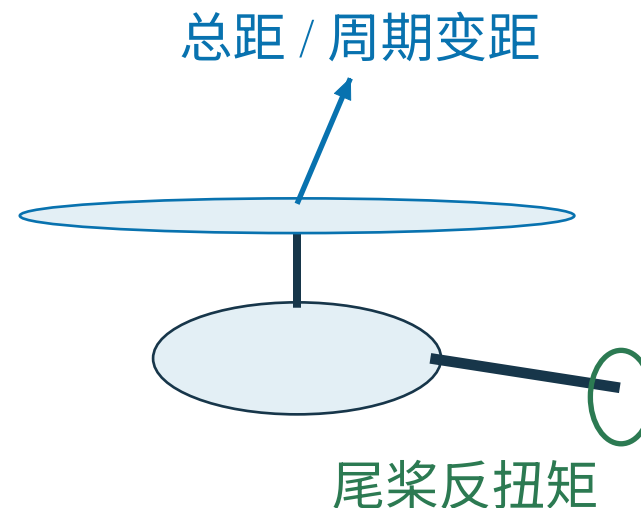
水域载具运动需要同时描述推进、浸没和姿态恢复。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：直升机桨距与旋翼受力

直升机通过桨距改变旋翼受力，不能只视为一台大电机

- 总距共同改变叶片桨距；周期变距随方位改变桨距，调整旋翼盘受力方向，转速调节只是其中一部分。
- 尾桨或其他机构提供反扭矩和偏航作用。挥舞、诱导气流和机构动态按任务所需频段决定是否保留。
- 例程2.AdvExps/e8_Helicopter提供模型与控制示例；低频航迹可先用低阶近似，再用目标频段数据检验。



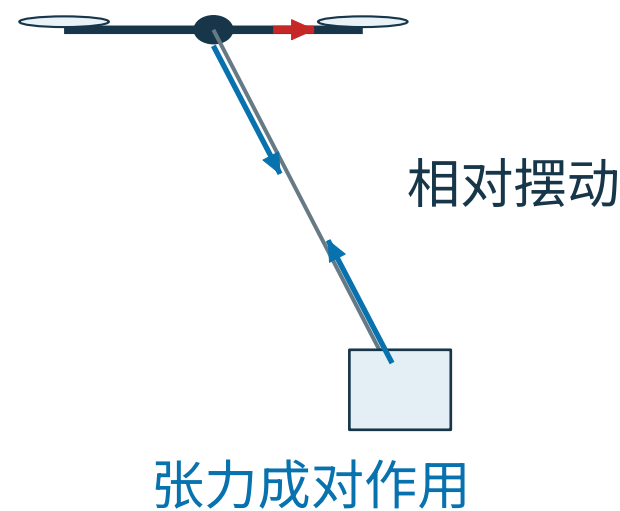
图：总距、周期变距与尾桨

总距、周期变距与尾桨使旋翼内部气动和机构状态进入模型。

4.8.4 其他载具与模型选型：吊载系留与拖车约束

吊载、系留和拖车把多个物体通过约束连接起来

- 固定载荷可并入质量、质心和惯量；吊载会相对摆动，需载荷位置或摆角，并以绳张力耦合机体。
- 理想柔绳只能拉不能推，松弛和绷紧的约束不同；系留还可能有固定端、变长度和绳自身质量。
- 拖车引入铰接角、第二物体速度及轮地接触。选择刚性、柔性或理想几何约束，由待研究任务决定。



图：绳张力连接两个运动物体

连接关系增加状态与约束力，不能只把载荷质量加到一个刚体上。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：扩展机型的目录与依赖

扩展机型从已发布目录进入，工具和硬件条件分别核对

目录：[安装目录]/RflySimAPIs/4.RflySimModel/2.AdvExps/ 入口：各例程Readme.pdf			
e3_FWingModelCtrl	常规固定翼	e8_Helicopter	直升机
e10_Wing	飞翼	e9_USV、e9_UUV	水面、水下
e4_VTOLModelCtrl	复合翼、尾座	e7_TrailerModelCtrl	拖车
e5_CarAckermanCtrl、 e6_CarR1DiffCtrl	阿克曼车、 差动车	e2_MultiModelCtrl/ 15.TetheredModelCtrl	系留

- **对应：**教材引用上表进阶例程，课件主线用1.BasicExps的最小模板e2、e5（固定翼）与e3、e4（车辆）。
- **选题：**课件4.11综合任务若选载具迁移，固定翼或车辆任选一种；复杂机型按可编辑源码、工具库和飞控条件作为扩展。

可读取示例不等于所有源码、工具箱与硬件条件已经齐备。

4.8 典型无人载具建模与扩展

4.8.4 其他载具与模型选型：机制与验证层级

按任务选择模型层级，并给出可检验的迁移结论

比较项	显式方程	物理组件	引擎接触
适合	追踪参数和受力	机械、电气与流体连接	场景交互与接触
示例	本节运动学、 固定翼方程模块	Simscape物理组件 (教材第4.2.2.3节)	MuJoCo (4.9.2选学)
需核对	推导与符号约定	组件参数与求解器	接触参数与积分步长

- 低速巡检先核转向与接地，吊载抑摆须保留相对运动和张力。新增机制由任务敏感性决定，不按模型块数评高低。
- 报告复用、替换和新增的状态、受力、参数及接口，给出可计算预期和失效工况；运行见课件4.11，独立判断在课件4.12考查。

模型层级的价值在于保留任务敏感的机制，并能取得验证证据。

课堂练习

用新数据检验差速、承重、阿克曼与迁移判断

- **差速车：** $b = 0.5 \text{ m}$ 、 $r_w = 0.1 \text{ m}$ ， $\omega_L = 10$ 、 $\omega_R = 14 \text{ rad/s}$ 。按本章NED约定求 v 、 r 、转向与转弯半径；若误用“右减左”，结果有何不同？
- **固定翼承重：** $m = 3 \text{ kg}$ 、 $S = 0.6 \text{ m}^2$ 、 $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 、 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ ，分别求 $V = 12$ 与 10 m/s 时的动压 $\bar{q}$ 和所需 C_L 。
- **阿克曼：** $L_w = 1.2 \text{ m}$ 、右转 $\delta = 20^\circ$ ，求转弯半径 R_c ；后轴 $v = 1.5 \text{ m/s}$ 时航向角速度 r 是多少？
- **迁移判断：** 任选系留无人机或水面船之一，列出相对四旋翼新增的状态、受力与参数，并给出一个可解析的验证工况和一个边界工况。

参考要点

先定符号约定与适用条件，再代数检查

- **差速：** $v_L = 1.0$ 、 $v_R = 1.4$ m/s, $v = 1.2$ m/s, $r = (v_L - v_R)/b = -0.8$ rad/s, 左转, 半径1.5 m; 按“右减左”得+0.8, 转向判反。
- **承重：** 12 m/s时 $\bar{q} = 88.2$ Pa、 $C_L \approx 0.556$; 10 m/s时61.25 Pa、0.80。
速度降为5/6, 所需 C_L 增为1.44倍, 还要查最大升力系数。
- **阿克曼：** $R_c = L_w / \tan \delta \approx 3.297$ m, $r = v \tan \delta / L_w \approx 0.455$ rad/s, 为正即右转。
- **迁移：** 以水面船为例: 新增浸没体积、浮力与附加质量, 水动力阻尼替代气动力; 验证工况取静水漂浮的吃水平衡, 边界工况取大幅横摇或出水。

本节小结

换载具保留刚体框架，逐项替换受力、执行器与约束

- **方法：**沿“执行器→受力→刚体积分→传感器”逐段替换；
先用解析特例给出预期，再进平台对照；
解析特例如单桨力矩、动压承重、差速圆弧、阿克曼半径。
- **边界：**理想运动学只适用于低速、无侧滑；气动系数有适用范围，
失速要查最大升力系数；初态不等于配平；复杂机型按任务选择模型层级。
- **易错点：**NED右转为正，差速航向为左减右，“右减左”会反号；
共轴两桨推力不能直接相加；归一化输入不等于轮速或转角；
两套固定翼模板的端口名称与顺序不同；重力只计一次。

先用解析特例给出预期，再逐项对照平台；符号与接口顺序最易出错。