



多旋翼飞行器设计与控制

第六讲 动态模型和参数测量

全权 副教授

qq_buaa@buaa.edu.cn

自动化科学与电气工程学院

北京航空航天大学



东方智慧



八卦图



核心问题

怎样建立多旋翼的动态模型以及模型参数如何测量?



大纲

1. 多旋翼控制模型
2. 多旋翼气动阻力模型
3. 多旋翼模型参数测量
4. 本讲小结



1. 多旋翼控制模型

□ 总体描述

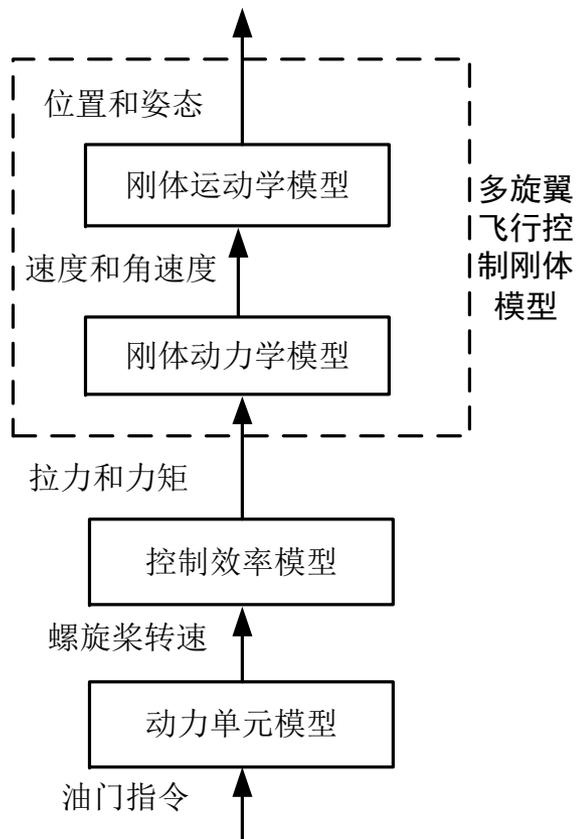


图6.1 多旋翼的建模流程图

(1) 刚体运动学模型。跟质量与受力无关，只研究位置、速度、姿态、角速度等参量，常以质点为模型。

(2) 刚体动力学模型。它与一般刚体动力学模型最大的不同是，**拉力方向始终与机体轴 z_b 轴的负方向一致**。

(3) 控制效率模型。六旋翼和四旋翼的区别，就在这个控制效率模型上。

(4) 动力单元模型。以无刷直流电机、电调和螺旋桨为一组的整个动力机构。输入是0~1的电机油门指令，输出是螺旋桨转速。



1. 多旋翼控制模型

□ 多旋翼飞行控制刚体模型

(1) 假设和符号定义

假设1. 多旋翼是刚体;

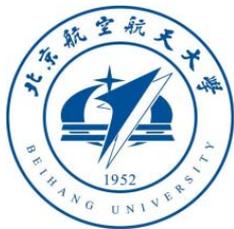
假设2. 质量和转动惯量是不变的;

假设3. 多旋翼几何中心与重心一致;

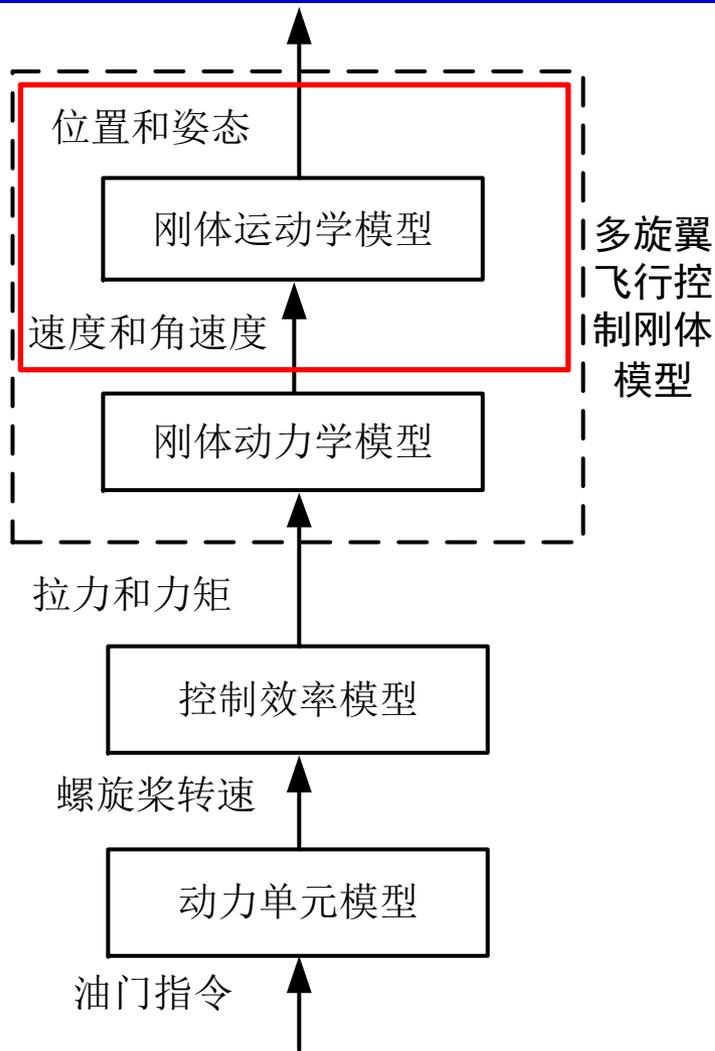
假设4. 多旋翼只受重力和螺旋桨拉力, 其中螺旋桨拉力沿 z_b 轴负方向, 而重力沿 z_e 轴正方向;

假设5. 奇数标号的螺旋桨逆时针转动, 偶数标号的螺旋桨顺时针转动。





1. 多旋翼控制模型





1. 多旋翼控制模型

□ 多旋翼飞行控制刚体模型

(2) 刚体运动学模型

1) 基于欧拉角模型

$${}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v}$$

$$\dot{\Theta} = \mathbf{W} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}$$

2) 基于旋转矩阵模型

$${}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v}$$

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{R} \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times}$$

3) 基于四元数模型

$${}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v}$$

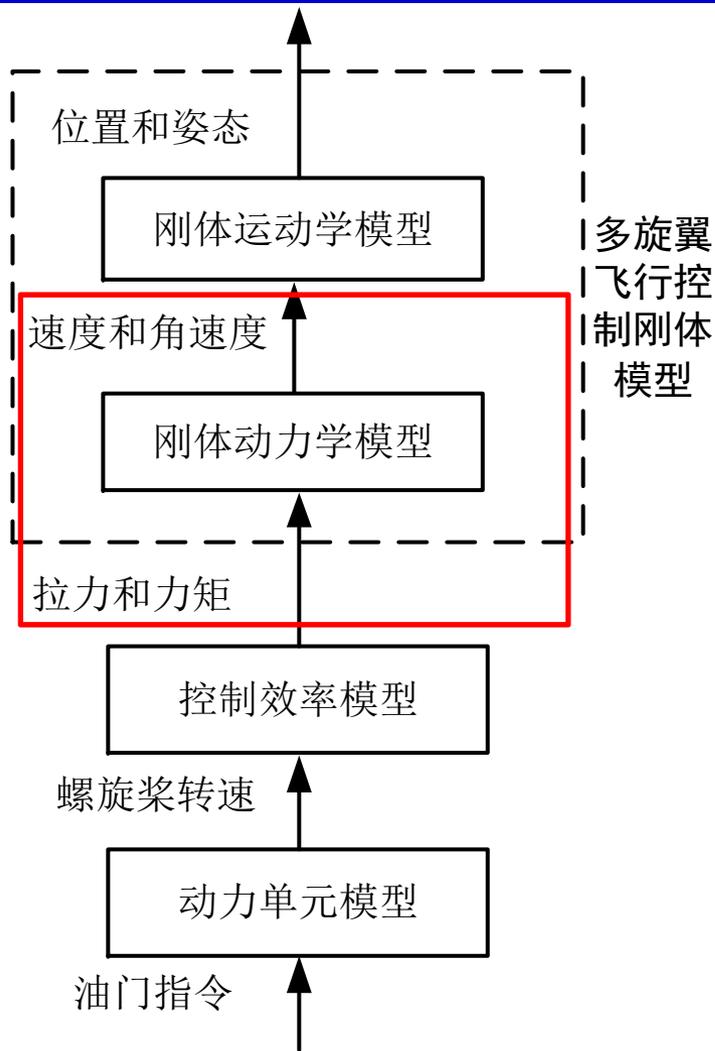
$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}$$

$$\dot{\mathbf{q}}_v = \frac{1}{2} \left(q_0 \mathbf{I}_3 + [\mathbf{q}_v]_{\times} \right) {}^b \boldsymbol{\omega}$$

姿态表示见上一讲第五讲!



1. 多旋翼控制模型





1. 多旋翼控制模型

□ 多旋翼飞行控制刚体模型

(3) 动力学模型

- 地球系下的位置动力学模型

$${}^e \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} {}^e \mathbf{b}_3$$

假设4. 多旋翼只受重力和螺旋桨拉力，其中螺旋桨拉力沿 z_b 轴负方向，而重力沿 z_e 轴正方向

- 机体系下的位置动力学模型

$${}^e \mathbf{v} = \mathbf{R} \cdot {}^b \mathbf{v}$$

所以两边求导可得

$${}^e \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{R} \cdot {}^b \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{R}} \cdot {}^b \mathbf{v}$$

$$= \mathbf{R} \cdot {}^b \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{R} \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} {}^b \mathbf{v}$$

$$\mathbf{R} \cdot {}^b \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{R} \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} {}^b \mathbf{v}$$

$$= g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{R} \mathbf{e}_3$$

$${}^b \dot{\mathbf{v}} = - \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} {}^b \mathbf{v} + g\mathbf{R}^T \mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{e}_3$$



1. 多旋翼控制模型

□ 多旋翼飞行控制刚体模型

(3) 动力学模型

- 姿态动力学模型

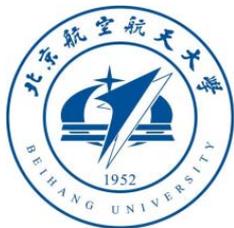
基于假设1-3，在机体坐标系建立多旋翼姿态动力学方程如下

$$\mathbf{J} \cdot {}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = - {}^b \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau}$$

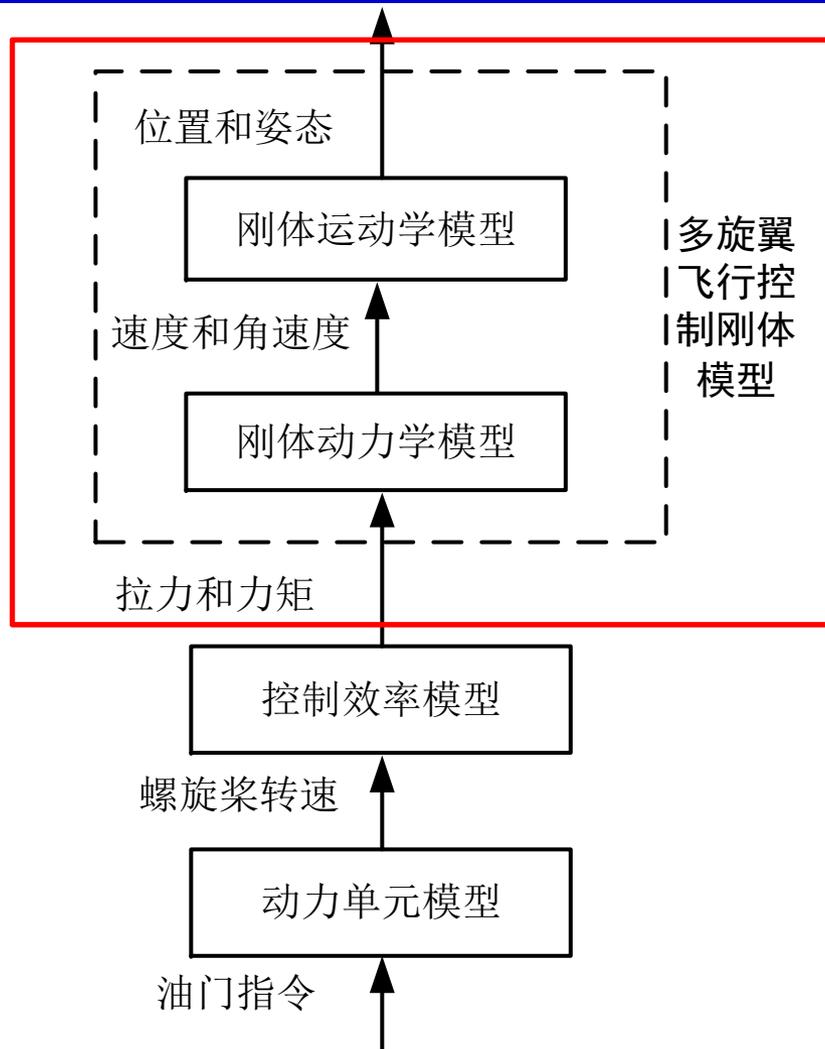
陀螺力矩
力矩

其中 $\boldsymbol{\tau} \triangleq [\tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 表示螺旋桨在机体轴上产生的力矩，

$\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示多旋翼的转动惯量。



1. 多旋翼控制模型





1. 多旋翼控制模型

□ 多旋翼飞行控制刚体模型

(4) 综合多旋翼飞行控制刚体模型

模型1

$$\begin{cases} {}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v} \\ {}^e \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{R}\mathbf{e}_3 \\ \mathbf{\dot{R}} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} {}^b \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix}_x \\ \mathbf{J} \cdot {}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = -{}^b \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} \end{cases}$$

模型2

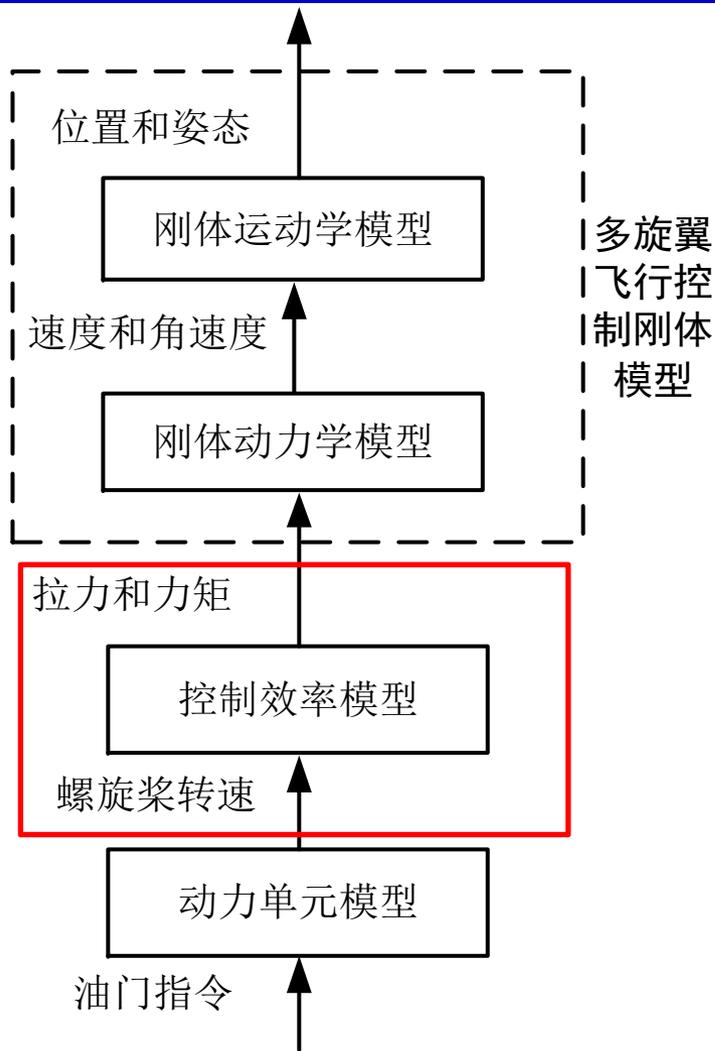
$$\begin{cases} {}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v} \\ {}^e \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{R}\mathbf{e}_3 \\ \mathbf{\dot{\Theta}} = \mathbf{W} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{J} \cdot {}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = -{}^b \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} \end{cases}$$

模型3

$$\begin{cases} {}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v} \\ {}^e \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{R}\mathbf{e}_3 \\ \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \cdot {}^b \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}}_v = \frac{1}{2} (q_0 \mathbf{I}_3 + [\mathbf{q}_v]_x) {}^b \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{J} \cdot {}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = -{}^b \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} \end{cases}$$



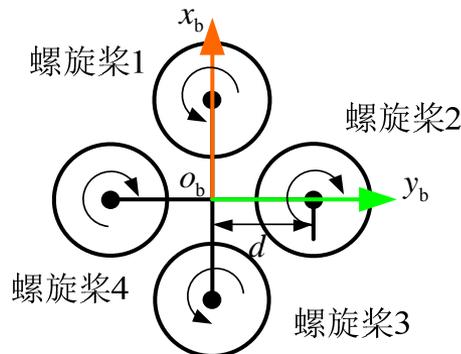
1. 多旋翼控制模型



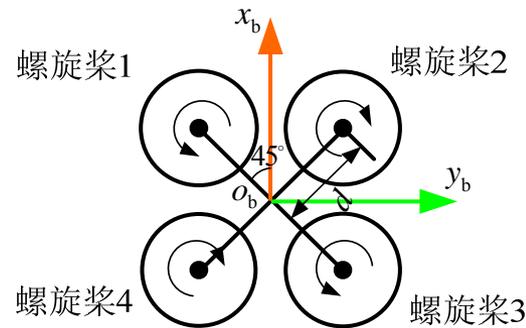


1. 多旋翼控制模型

□ 控制效率模型



(a) +字型



(b) X字型

图6.2 四旋翼螺旋桨旋转方向示意图

多旋翼悬停时单个螺旋桨拉力可表示为

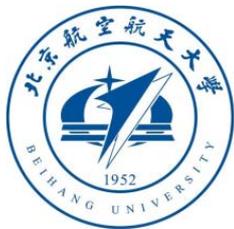
$$T_i = c_T \omega_i^2$$

其中 $c_T = \frac{1}{4\pi^2} \rho D_p^4 C_T \in \mathbb{R}^+$ 为常数且可通过实验测得。

多旋翼悬停时单个螺旋桨在机身上产生的反扭矩可表示为

$$M_i = c_M \omega_i^2$$

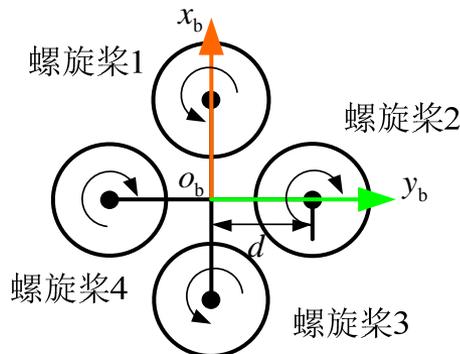
其中 $c_M = \frac{1}{4\pi^2} \rho D_p^5 C_M \in \mathbb{R}^+$ 为常数且可通过实验测得。



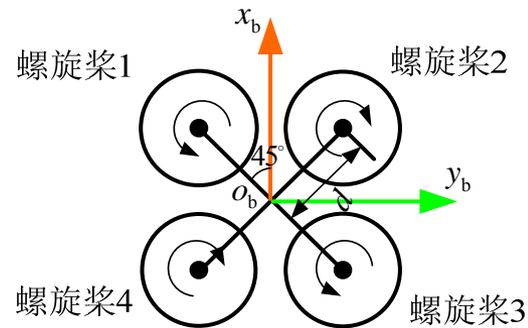
1. 多旋翼控制模型

控制效率模型

(1) 标准四旋翼



(a) +字型



(b) X字型

图6.2 四旋翼螺旋桨旋转方向示意图

作用在机体上的总拉力为

$$f = \sum_{i=1}^4 T_i = c_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

对于+字型四旋翼，螺旋桨产生力矩为

$$\tau_x = dc_T (-\omega_2^2 + \omega_4^2)$$

$$\tau_y = dc_T (\omega_1^2 - \omega_3^2)$$

$$\tau_z = c_M (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

其中 $c_T = \frac{1}{4\pi^2} \rho D_p^4 C_T$, $c_M = \frac{1}{4\pi^2} \rho D_p^5 C_M$ (见第四讲)

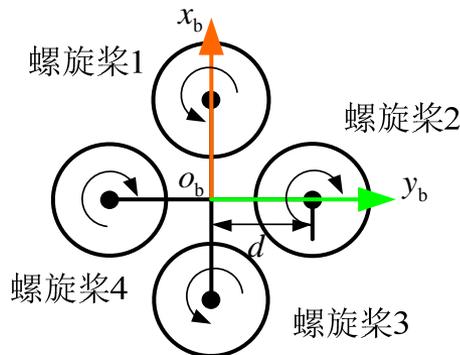
$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ 0 & -dc_T & 0 & dc_T \\ dc_T & 0 & -dc_T & 0 \\ c_M & -c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix}}_{M_4} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}$$



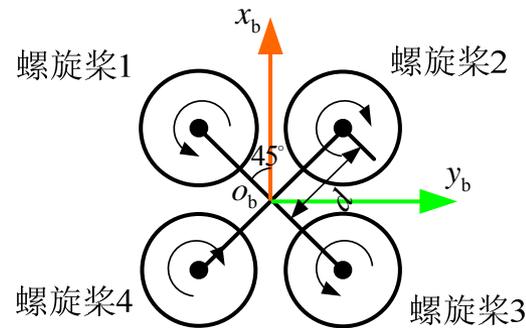
1. 多旋翼控制模型

控制效率模型

(1) 标准四旋翼



(a) 十字型



(b) X字型

图6.2 四旋翼螺旋桨旋转方向示意图

作用在机体上的总拉力为

$$f = \sum_{i=1}^4 T_i = c_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

对于X字型四旋翼，螺旋桨产生力矩为

$$\tau_x = dc_T \left(\frac{\sqrt{2}}{2} \omega_1^2 - \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_2^2 - \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_3^2 + \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_4^2 \right)$$

$$\tau_y = dc_T \left(\frac{\sqrt{2}}{2} \omega_1^2 + \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_2^2 - \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_3^2 - \frac{\sqrt{2}}{2} \omega_4^2 \right)$$

$$\tau_z = c_M (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T \\ \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2} dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2} dc_T \\ c_M & -c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix}}_{M_4} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}$$



1. 多旋翼控制模型

□ 控制效率模型

(2) 多旋翼

模型

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c_T & c_T & \cdots & c_T \\ -d_1 c_T \sin \varphi_1 & -d_2 c_T \sin \varphi_2 & \cdots & -d_{n_r} c_T \sin \varphi_{n_r} \\ d_1 c_T \cos \varphi_1 & d_2 c_T \cos \varphi_2 & \cdots & d_{n_r} c_T \cos \varphi_{n_r} \\ c_M \delta_1 & c_M \delta_2 & \cdots & c_M \delta_{n_r} \end{bmatrix}}_{\mathbf{M}_{n_r}} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \vdots \\ \omega_{n_r}^2 \end{bmatrix}$$

其中 $\mathbf{M}_{n_r} \in \mathbb{R}^{4 \times n_r}$, $\delta_i = (-1)^{i+1}$, $i = 1, \dots, n_r$

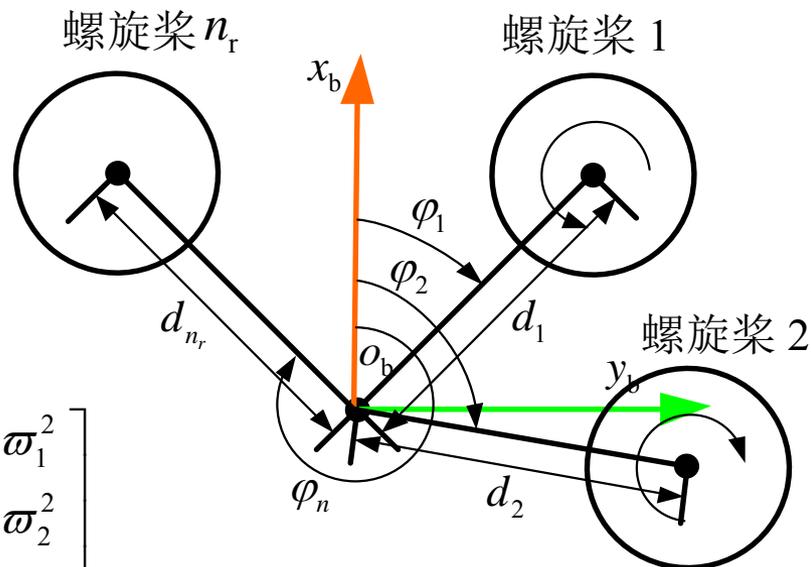
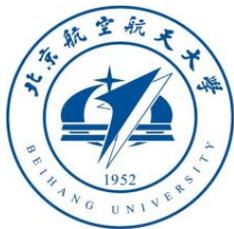
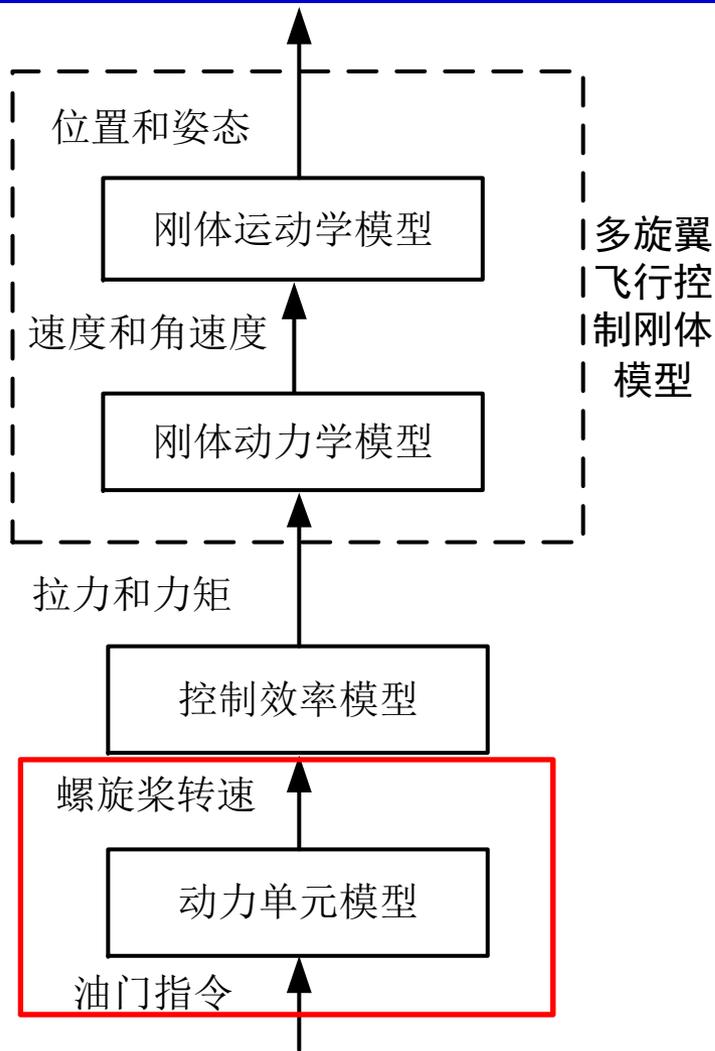


图 6.3 多旋翼系统几何定义

假设5. 奇数标号的螺旋桨逆时针转动，偶数标号的螺旋桨顺时针转动。



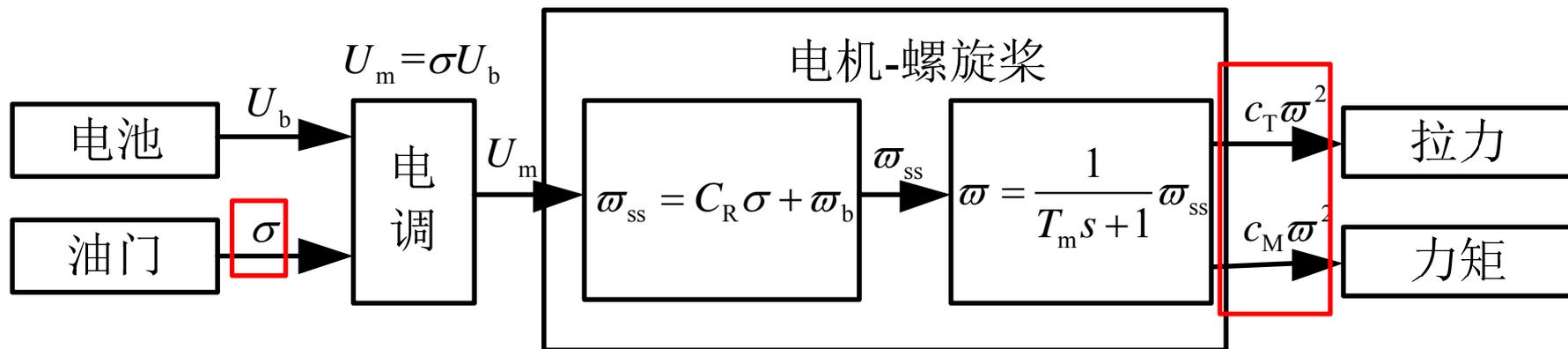
1. 多旋翼控制模型





1. 多旋翼控制模型

□ 动力单元模型



模型

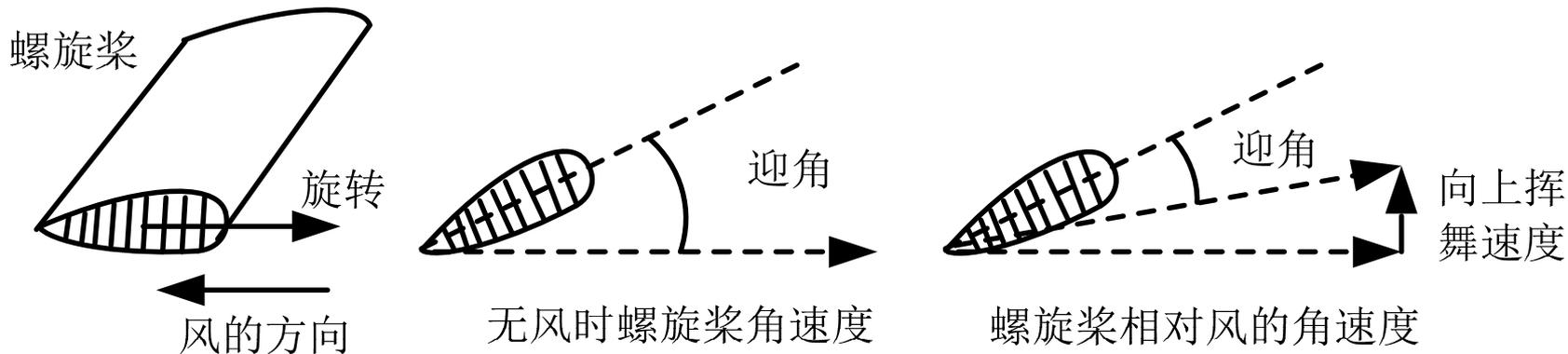
$$\omega = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \omega_b)$$

其中电机油门 σ 为输入，电机转速 ω 为输出， T_m 为电机的动态响应时间常数。



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 桨叶挥舞



(a) 螺旋桨剖面图 (b) 无风时螺旋桨角速度与迎角 (c) 螺旋桨相对风的角速度与迎角

图 6.5 螺旋桨速度与攻角变化关系

桨叶挥舞是桨叶的上下运动。如上图 (a) 所示，前行桨叶逆风前进，因此获得更大的相对速度。这时作用在螺旋桨的拉力增大，产生向上挥舞速度。如上图 (c)，螺旋桨的向上挥舞速度会减小迎角，进而减小拉力。



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 桨叶挥舞

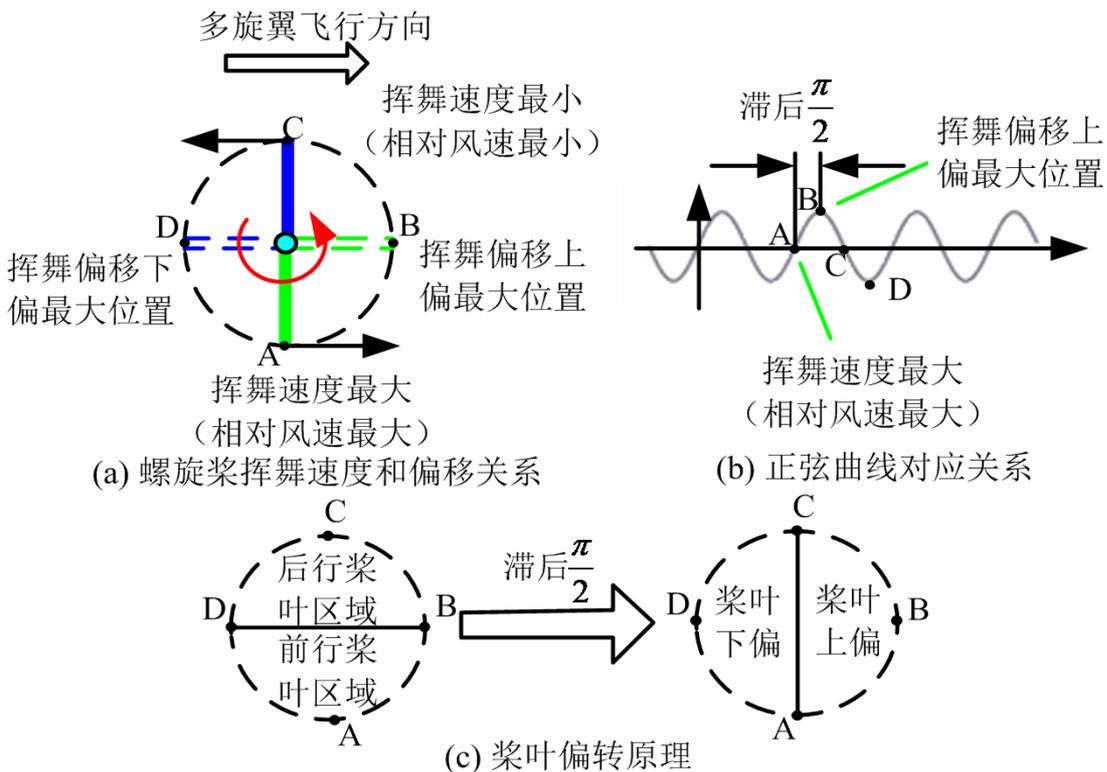


图 6.6 螺旋桨挥舞速度与偏移位置示意图

如左图 (a) 所示，多旋翼向右飞行，螺旋桨逆时针旋转。在 **A点** 处产生最大的相对速度。然而，螺旋桨最大的上偏位置出现在 **B点**，其中 A 点比 B 点滞后 $\pi/2$ 。这个道理如同正弦曲线运动规律一般 (如图 (b))。因此，如图 (c) 所示，螺旋桨桨盘下方是 **前行螺旋桨 (Advancing blade)** 区，上方是 **后行螺旋桨 (Retreating blade)** 区。因为位置滞后速度 $\pi/2$ ，因此，前面半区是桨叶上偏区，而后面半区是桨叶下偏区。



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 多旋翼气动阻力模型

回顾p. 12 “机体系下的位置动力学模型”

$${}^b \dot{\mathbf{v}} = -\left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} {}^b \mathbf{v} + g \mathbf{R}^T \mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{e}_3$$

多旋翼在机体轴 x_b, y_b 上的速度为

$$\dot{v}_{x_b} = v_{y_b} \omega_{z_b} - v_{z_b} \omega_{y_b} - g \sin \theta$$

$$\dot{v}_{y_b} = v_{z_b} \omega_{x_b} - v_{x_b} \omega_{z_b} + g \cos \theta \sin \phi$$

阻力表示如下

$$f_{x_b} = -k_{\text{drag}} v_{x_b}$$

$$f_{y_b} = -k_{\text{drag}} v_{y_b}$$

其中 $f_{x_b}, f_{y_b} \in \mathbb{R}$ 分别表示在机体轴 x_b, y_b 上的阻力，而 $k_{\text{drag}} \in \mathbb{R}_+$ 表示阻力系数。



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 多旋翼气动阻力模型

多旋翼气动阻力模型如下

$$\begin{aligned}\dot{v}_{x_b} &= v_{y_b} \omega_{z_b} - v_{z_b} \omega_{y_b} - g \sin \theta - \frac{k_{\text{drag}}}{m} v_{x_b} \\ \dot{v}_{y_b} &= v_{z_b} \omega_{x_b} - v_{x_b} \omega_{z_b} + g \cos \theta \sin \phi - \frac{k_{\text{drag}}}{m} v_{y_b}\end{aligned}$$

或者

$$\begin{aligned}\dot{v}_{x_b} &= v_{y_b} \omega_{z_b} - v_{z_b} \omega_{y_b} - g \sin \theta - \frac{k_{\text{drag}}}{m} v_{x_b} \\ \dot{v}_{y_b} &= v_{z_b} \omega_{x_b} - v_{x_b} \omega_{z_b} + g \cos \theta \sin \phi - \frac{k_{\text{drag}}}{m} v_{y_b} \\ \dot{k}_{\text{drag}} &= 0\end{aligned}$$

k_{drag} 常数



3. 多旋翼模型参数测量

重心位置

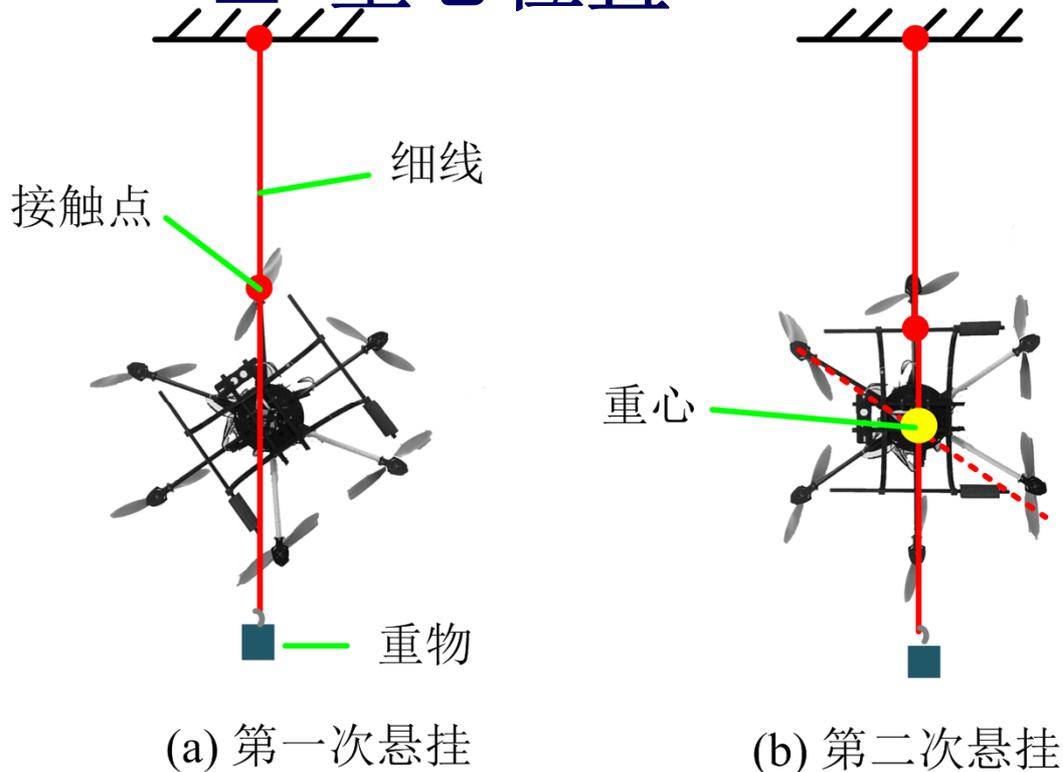


图 6.8 多旋翼质心的确定方式

步骤如下：

(1) 取一根细绳，末端绑上重物，将多旋翼某机臂的一头绑在细绳中间，然后提起细绳的另一头。记录悬线在多旋翼上的位置(图(a)中实线，(b)中虚线所示)。

(2) 同样的，将接触点放在另一个地方，提起多旋翼并记录悬线位置(图(b)中实线所示)。

(3) 如图(b)所示，取两次记录悬线的交点位置就是多旋翼重心所在位置。

(4) 通过多次同样的测量，可提高重心测量精度。



3. 多旋翼模型参数测量

转动惯量

(1) 中心主转动惯量

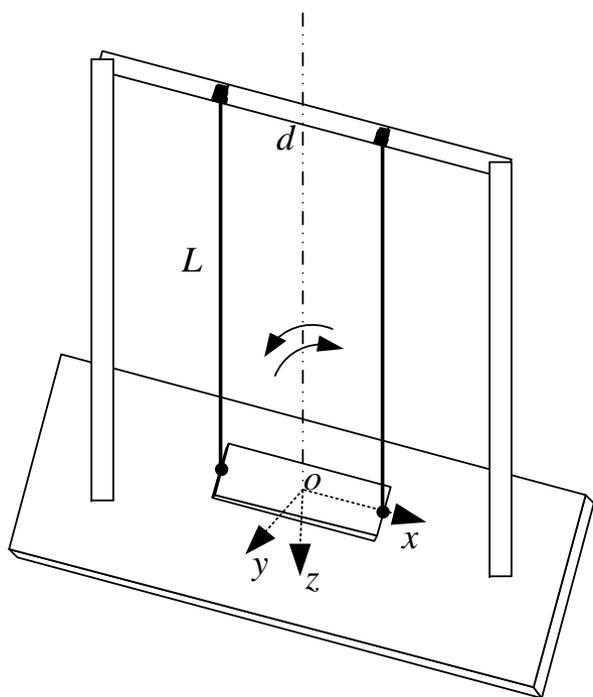


图 6.9 双线摆测量转动惯量示意图

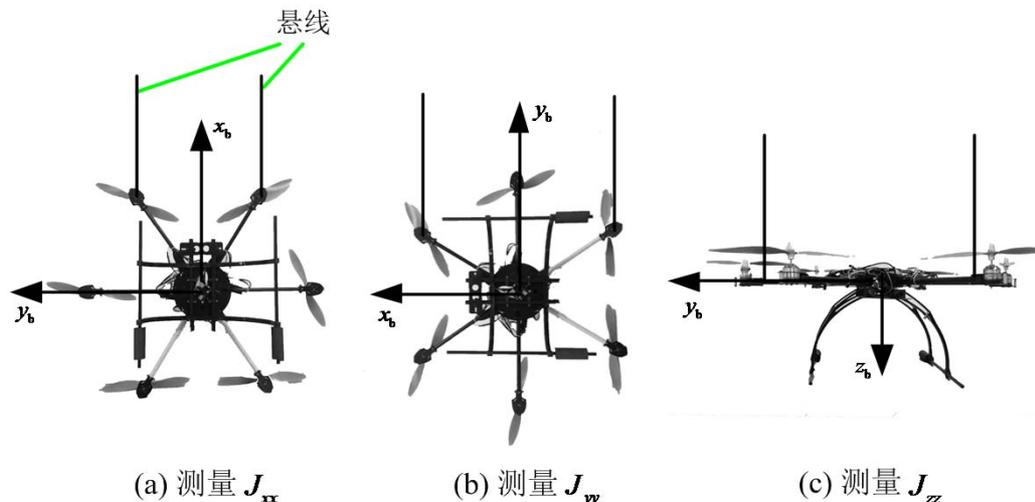


图 6.10 多旋翼主轴转动惯量测量

原理：以z轴为例，双线摆动的周期满足下列公式

$$T_0 = 4\pi \sqrt{\frac{J_{zz} L}{m_0 g d^2}}$$

从而有

$$J_{zz} = \frac{m_0 g d^2}{16\pi^2 L} T_0^2$$

问题：惯性积

J_{xy}, J_{yz}, J_{xz}

如何求？



3. 多旋翼模型参数测量

(2) 惯性积

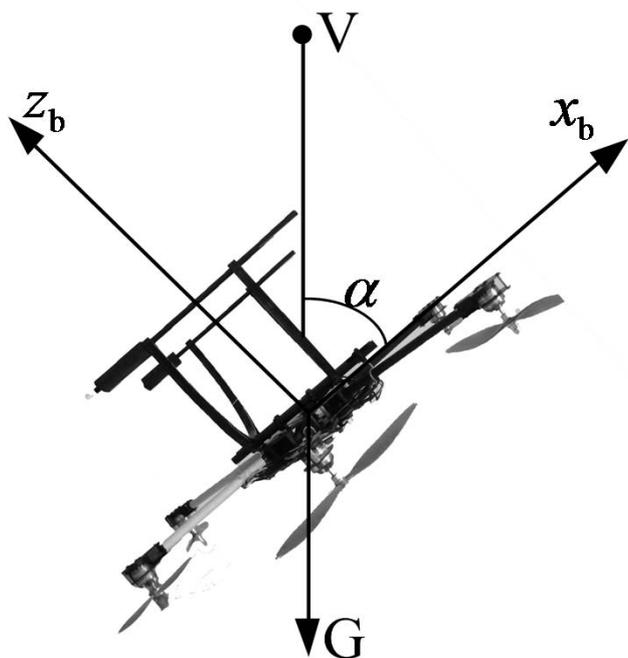


图 6.11 惯性积测量侧视图

$$J_{xz} = \frac{J_V - J_{xx} \cos^2 \alpha - J_{zz} \sin^2 \alpha}{\sin 2\alpha}$$

其中 $J_V \in \mathbb{R}_+$ 为多旋翼沿竖直旋转轴V的转动惯量。

步骤如下：

- (1) 测量得到主轴转动惯量 J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} ；
- (2) 记录角度 α ，测量得到转动惯量 J_V ；
- (3) 根据上式计算得到 J_{xz} 。

步骤详情见“全权, 戴训华, 魏子博, 等. 一种测量小型飞行器转动惯量与惯性积的方法: CN, CN 103487211 A[P]. 2014.”



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

(1) 基本原理

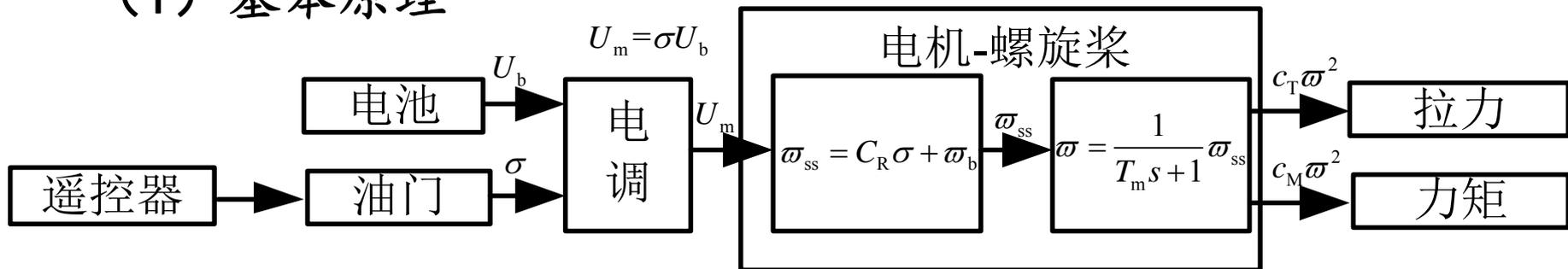


图 6.12 动力系统信号传递图

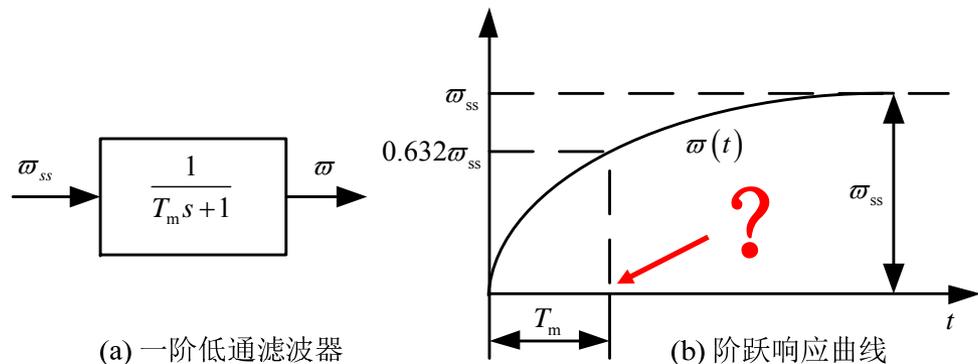


图 6.13 电机惯性环节方块图与阶跃响应曲线

$$\omega = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \omega_b)$$

动态参数 T_m 静态参数 C_R 和 ω_b

$$T = C_T \omega^2$$

$$M = C_M \omega^2$$



3. 多旋翼模型参数测量

□ 动力单元模型参数测量

(2) 测量装置



图 6.14 网友DIY动力系统测量装置¹



图 6.15 专业动力系统测量装置RCbenchmark-1580²

1. <http://bbs.5imx.com/forum.php?mod=viewthread&tid=871144>
2. <https://www.rcbenchmark.com/?from=singlemessage&isappinstalled=0>



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

(2) 测量装置

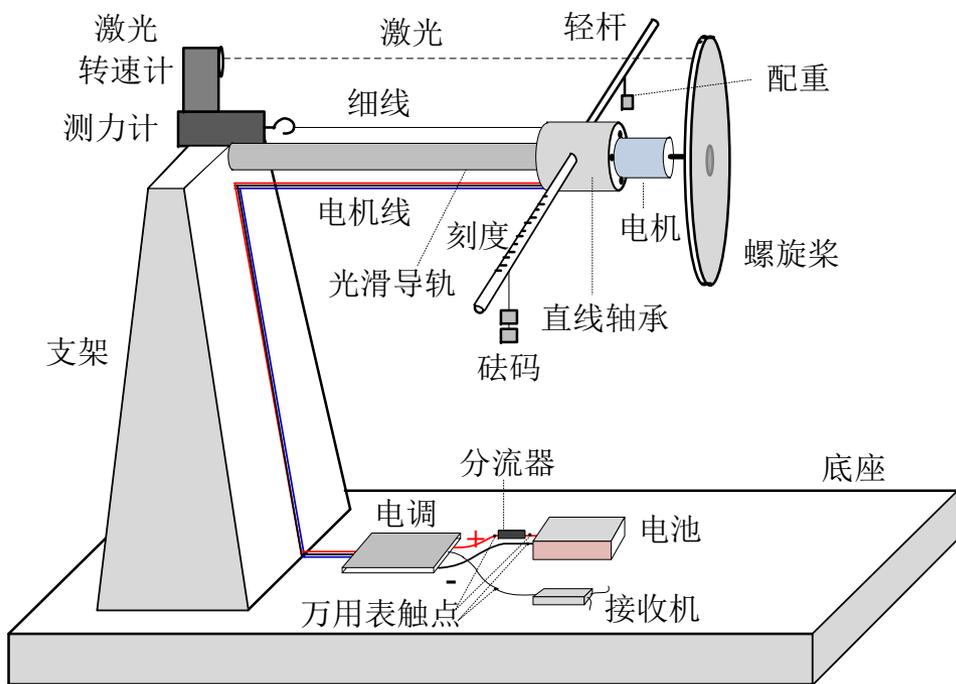


图 6.16 动力单元参数测量的装置示意图

如左图所示，桨的拉力通过测力计直接测量得到，转速通过非接触式的转速计直接测量得到，油门指令通过遥控器直接读取或通过万用表测量得到。力矩的具体测量步骤如下：

- (1) 在控制信号为0，螺旋桨静止时，调节配重与砝码的位置，使细杆保持水平平衡。记下此时砝码的初始位置 p_1 ；
- (2) 输入指定的油门指令使电机转动，转动平稳时电机的反扭矩会使细杆发生倾斜，细调砝码的位置使细杆再次水平，记下此时砝码的位置 p_2 ；
- (3) 假定砝码的质量为 m_f ，那么动力单元产生的力矩可以用下面公式计算

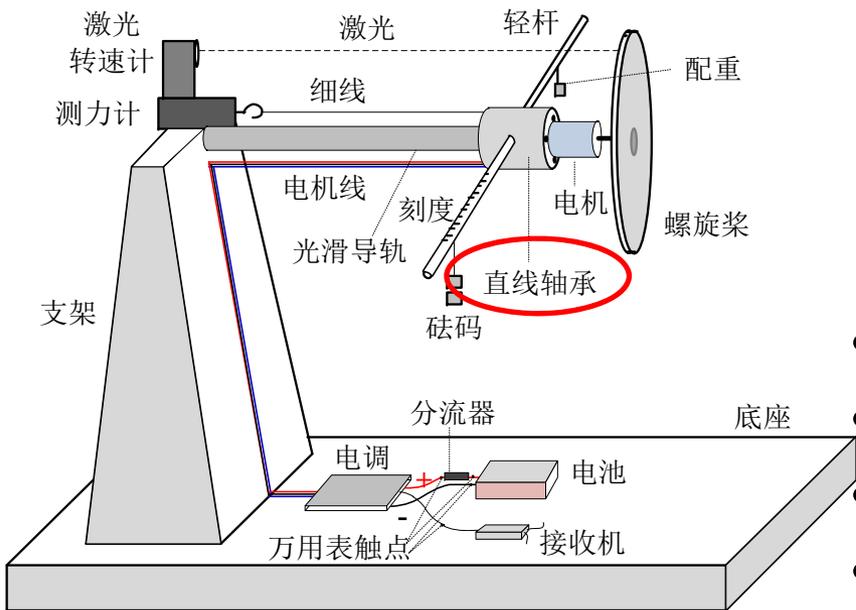
$$M = (p_2 - p_1) m_f g$$



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

(2) 测量装置



之所以选用直线轴承，是因为它可以沿着导轨方向（测桨的拉力）和旋转方向（测转矩）光滑地移动与转动，同时产生的阻力与力矩非常小，可以忽略不计。实验证明该方案可以高精度地检测出微小力矩的变化。

测试所用的具体配件如下：

- 新西达2212电机，KV值为1000RPM/V
- 3S1P格氏电池
- 遥控器接收机系统为华科尔DEVO-10套件
- APC1047螺旋桨
- 好盈30A电调，已做好油门行程校准



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

(3) 测量结果(稳态参数)

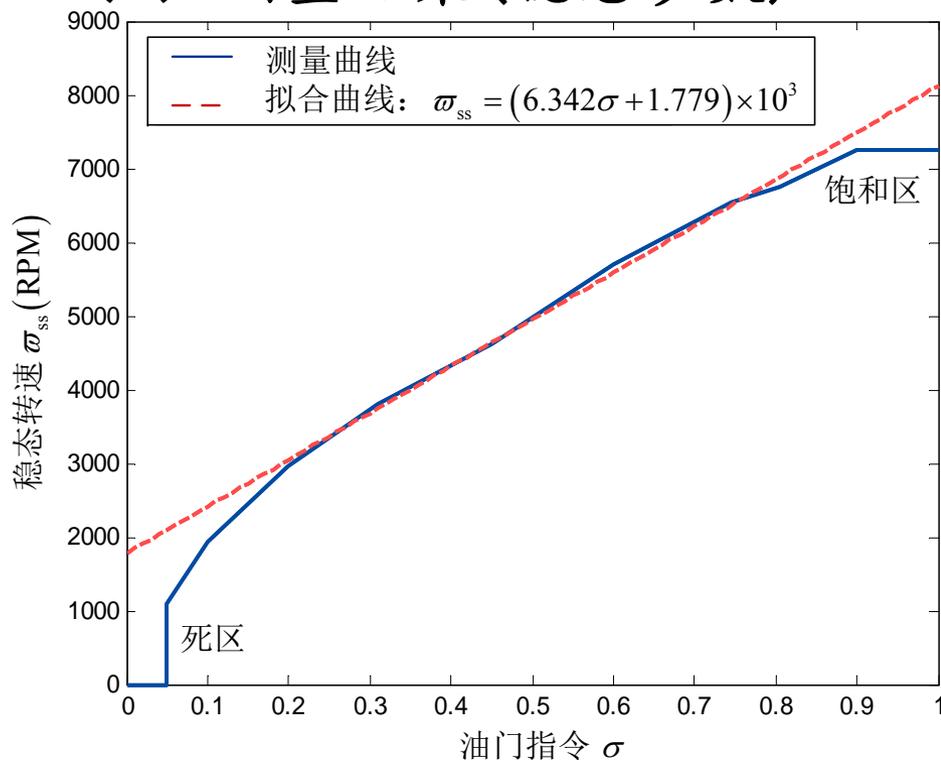


图 6.17 油门指令-稳态转速曲线

目标:

$$\omega = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \omega_b)$$

静态参数

在多旋翼正常工作的区间

0.2 < σ < 0.8 内, 油门指令-稳态转速曲线呈近似线性, 对该曲线进行线性拟合可以得到:

$$\omega_{ss} = 6342\sigma + 1779$$



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

目标:
$$\varpi = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \varpi_b)$$

(3) 测量结果

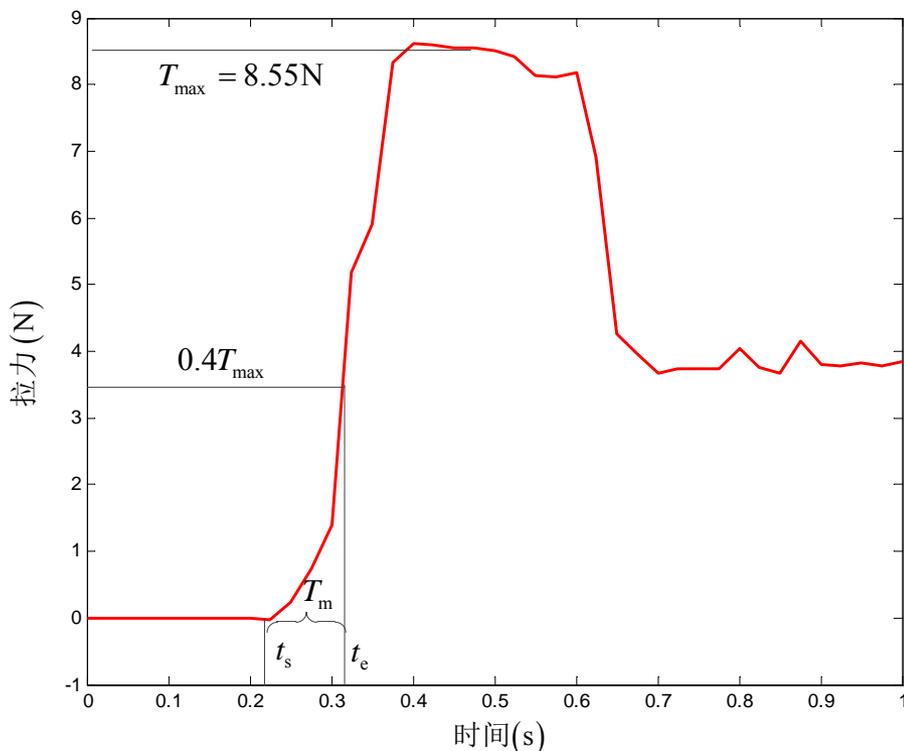


图 6.18 电机响应曲线

动态参数

将电调信号线接到遥控器的三段开关上（输出值在0，0.5，1之间跳变），然后快速改变开关位置，并用测力计记录拉力变化曲线。

将电机假设为一阶惯性环节，而一阶惯性环节的时间常数 T_m 决定了电机的阶跃响应，其值为电机转速从0增加到0.632倍稳态转速值所消耗的时间，即为拉力从0增加到 $0.632^2 \approx 0.4$ 倍稳态拉力值所消耗的时间。

$$T_m = \Delta t = t_e - t_s = 0.098\text{s}$$



3. 多旋翼模型参数测量

动力单元模型参数测量

目标:

$$T = c_T \omega_{ss}^2 \quad M = c_M \omega_{ss}^2$$

静态参数

(3) 测量结果

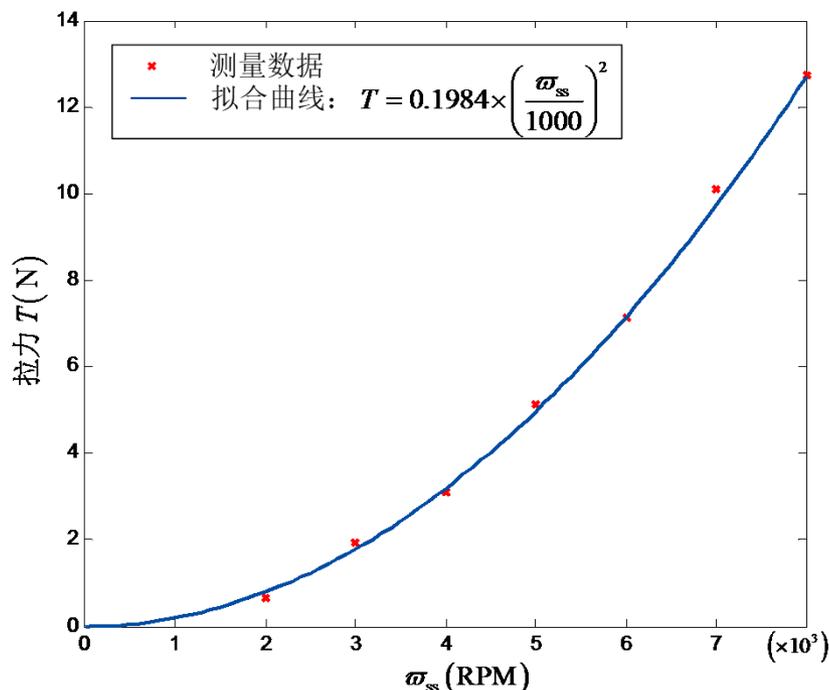


图 6.19 转速-拉力实验数据与拟合效果

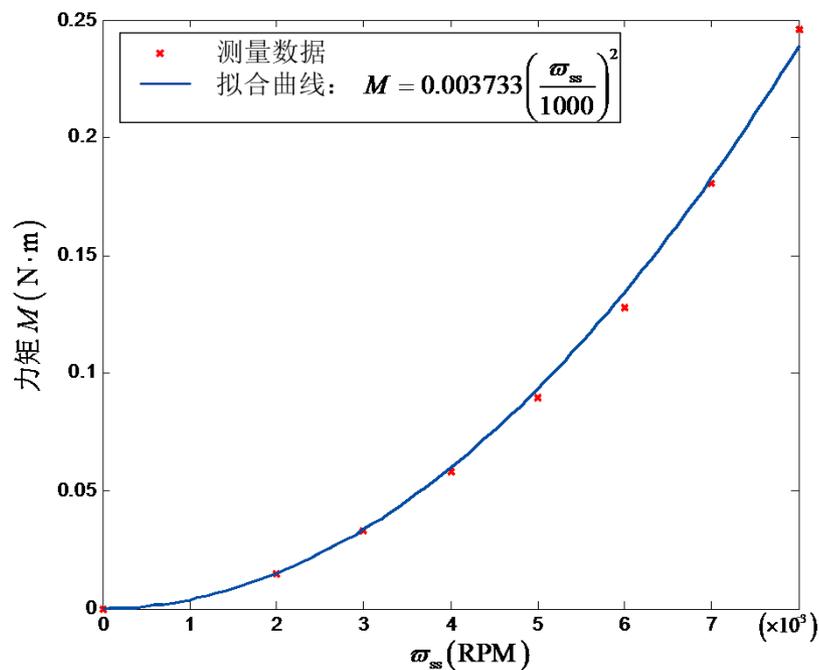


图 6.20 转速-转矩实验数据与拟合

$$T = 0.1984 \left(\frac{\omega_{ss}}{1000}\right)^2 \quad c_T = 1.984 \times 10^{-7} \text{ N/RPM}^2 \quad M = 0.003733 \left(\frac{\omega_{ss}}{1000}\right)^2 \quad c_M = 3.733 \times 10^{-9} \text{ N} \cdot \text{m/RPM}^2$$



4. 本讲小结

- 详细推导了多旋翼飞行控制刚体模型、控制效率模型以及动力单元模型。这三者合起来便是多旋翼控制模型。
- 解释了桨叶挥舞，建立了多旋翼气动阻力模型。
- 介绍了如何获取模型参数。
- 对于非常高精度的控制来说，需要更高精度的模型，比如风干扰或者地效作用下的动力学模型等。



资源

(1) 可靠飞行控制研究组主页课程中心(全部课件下载)

<http://rfly.buaa.edu.cn/course>

(2) 关注可靠飞行控制研究组公众号 buaarfly(文章、资讯等)

(3) 多旋翼设计与控制交流QQ群:183613048

(4) 视频课程(MOOC)同步发布, 网易云课堂搜索 “多旋翼”

<http://study.163.com/course/introduction/1003715005.htm>

(5) 同名中文书本教材《多旋翼飞行器设计与控制》即将在电子工业出版社出版, 敬请期待

(6) 有疑问可联系课程总助教戴训华, 邮箱: dai@buaa.edu.cn



致谢

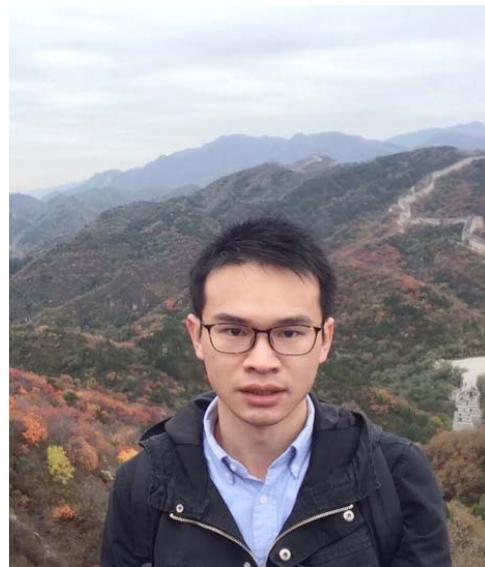
感谢控制组同学



蔡阳光



任锦瑞



戴训华

为本节课程准备作出的贡献。



谢谢

更详细的内容可以参考我们的教材：《多旋翼飞行器设计与控制》，电子工业出版社。

中文版目前在亚马逊、当当、京东、天猫（电子工业出版社旗舰店）等网站有售。

英文版本 *Introduction to Multicopter Design and Control*，在Springer出版，在亚马逊有售。