



多旋翼飞行器设计与控制

第六讲 多旋翼的运动模型和参数测量

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

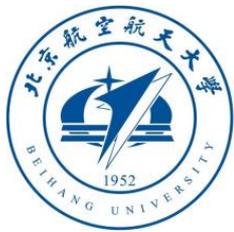
2016年4月14日 北航主南401



前言

东方智慧： 中国古人很早就认识事物发展必定遵循一定规律，即模型。在《素问·阴阳应象大论》中，“黄帝曰：阴阳者，天地之道也，万物之纲纪，变化之父母，生杀之本始，神明之府也，治病必求于本。”古人认为阴阳是天地循环的道理、是万物生死的规律、是产生各种变化的根本、是生死的源头。更具体地，太极图是古人概括阴阳易理和认识世界的宇宙模型。在《孙子兵法》中，“孙子曰：声不过五，五声之变，不可胜听也；色不过五，五色之变，不可胜观也；味不过五，五味之变，不可胜尝也；战势不过奇正，奇正之变，不可胜穷也。奇正相生，如循环之无端，孰能穷之哉！”告诉我们需要掌握事物本质规律，才可灵活变通。图：八卦图





前言

多旋翼的运动模型如何构成以及参数如何确定?



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. 小结
5. 作业
6. 后续部分
7. 资源



1. 多旋翼控制模型

□ 总体描述

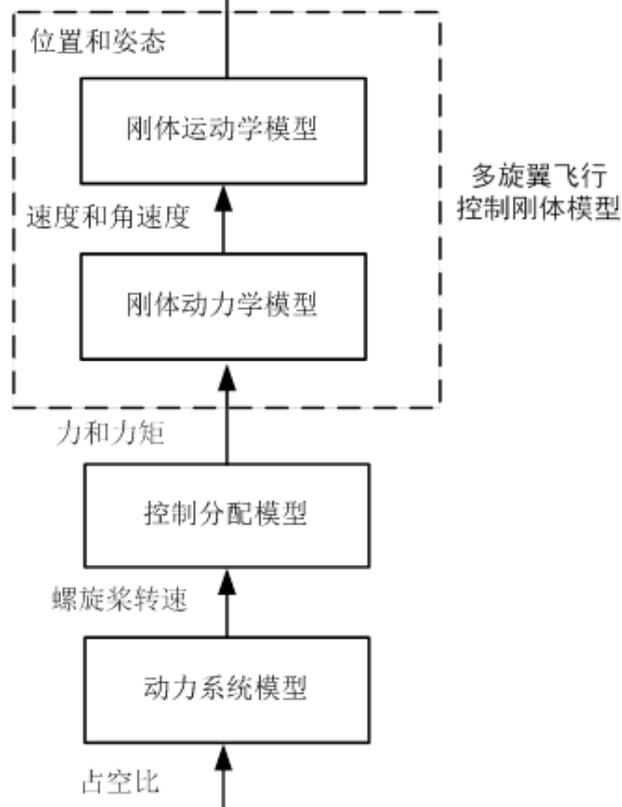


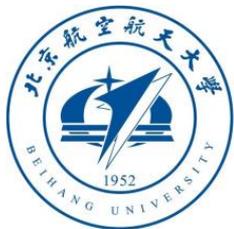
图 多旋翼的建模流程图

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

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

(3) 控制分配模型。多旋翼和四旋翼的区别，就在这个控制分配模型上。

(4) 动力系统模型。通过控制分配模型，得到每个螺旋桨期望的转速。由这个模型产生最终施加到电机上的期望电压，而这个电压将输出给电机。



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. 飞行器是刚体；

假设2. 质量和转动惯量是不变的；

假设3. 飞行器重心与中心一致；

假设4. 飞行器只受重力和螺旋桨

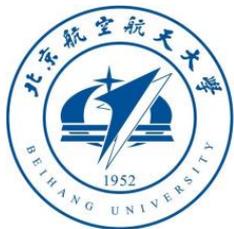
升力，其中螺旋桨拉力沿 z_b 向下

方向，而重力沿 z_e 方向；

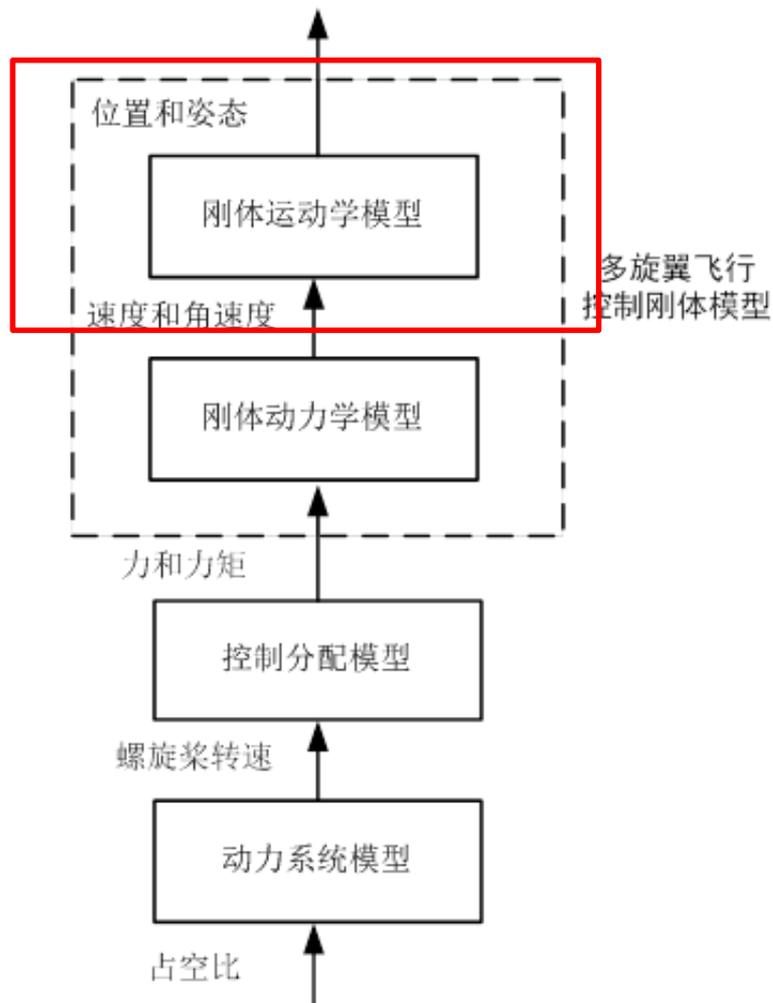
假设5. 奇数标号的螺旋桨逆时针转动，偶数标号顺时针转动。



节选自<https://www.youtube.com/watch?v=w2itwFJCgFQ>



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

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

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

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

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

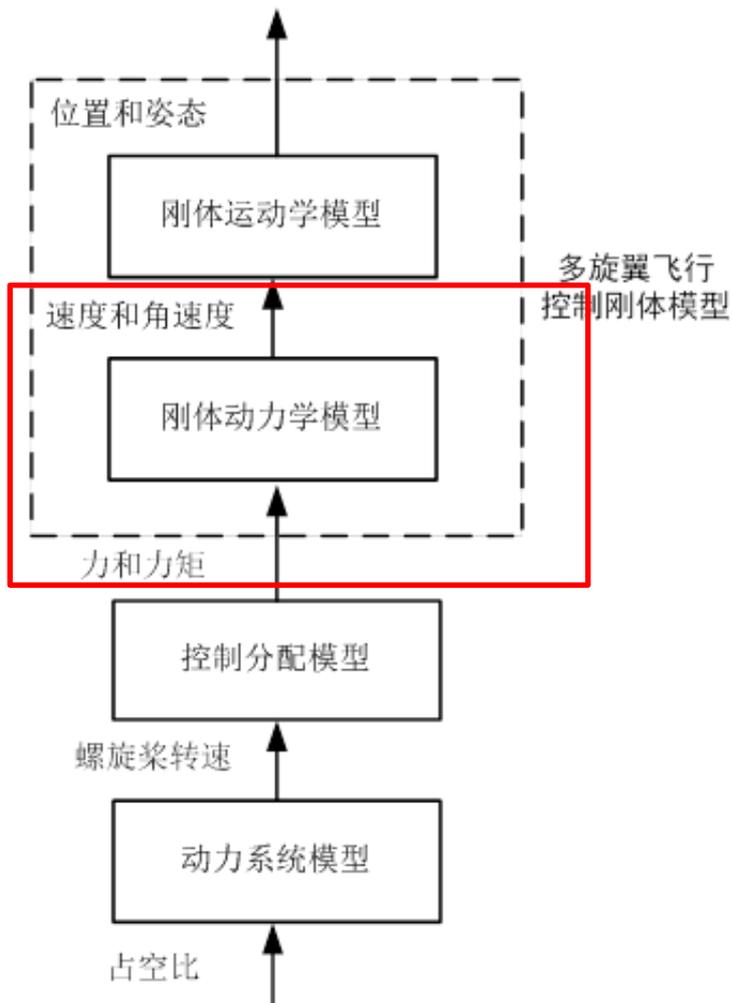
$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}$$

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

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

- 惯性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. 飞行器只受重力和螺旋桨升力，其中螺旋桨拉力沿 z_b 向下方向，而重力沿 z_e 方向

- 机体系下的位置动力学模型

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

所以两边求导可得

$$\begin{aligned} {}^e \dot{\mathbf{v}} &= \mathbf{R} {}^b \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{R}} {}^b \mathbf{v} \\ &= \mathbf{R} {}^b \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{R} \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} {}^b \mathbf{v} \end{aligned}$$

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

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



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

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

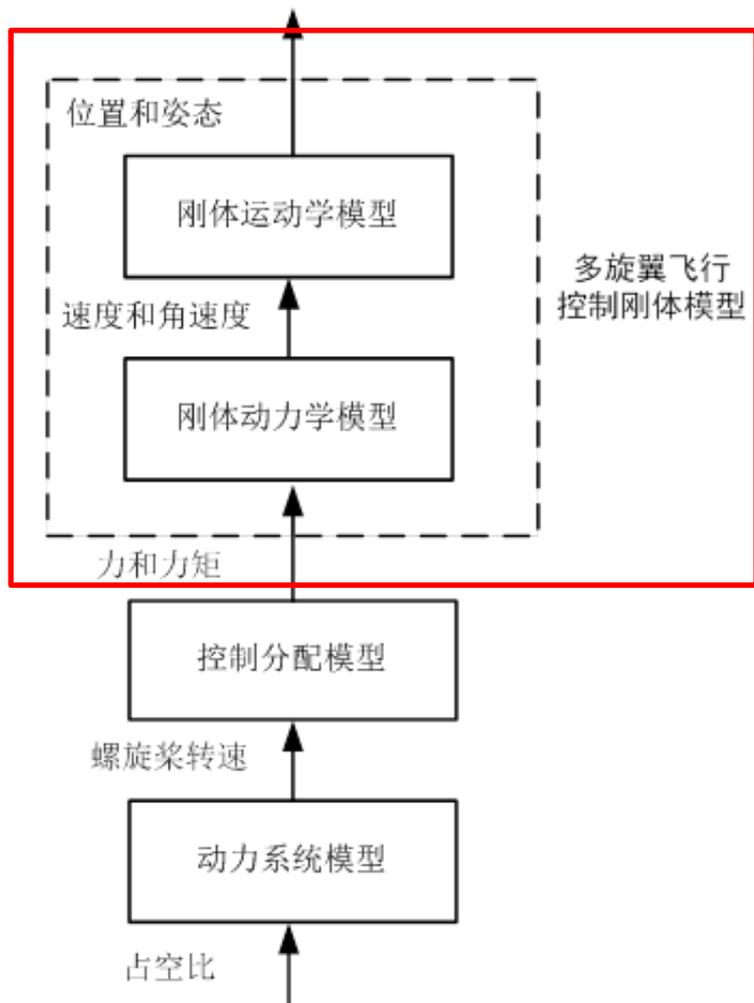
陀螺力矩
力矩

其中 $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 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

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

模型2

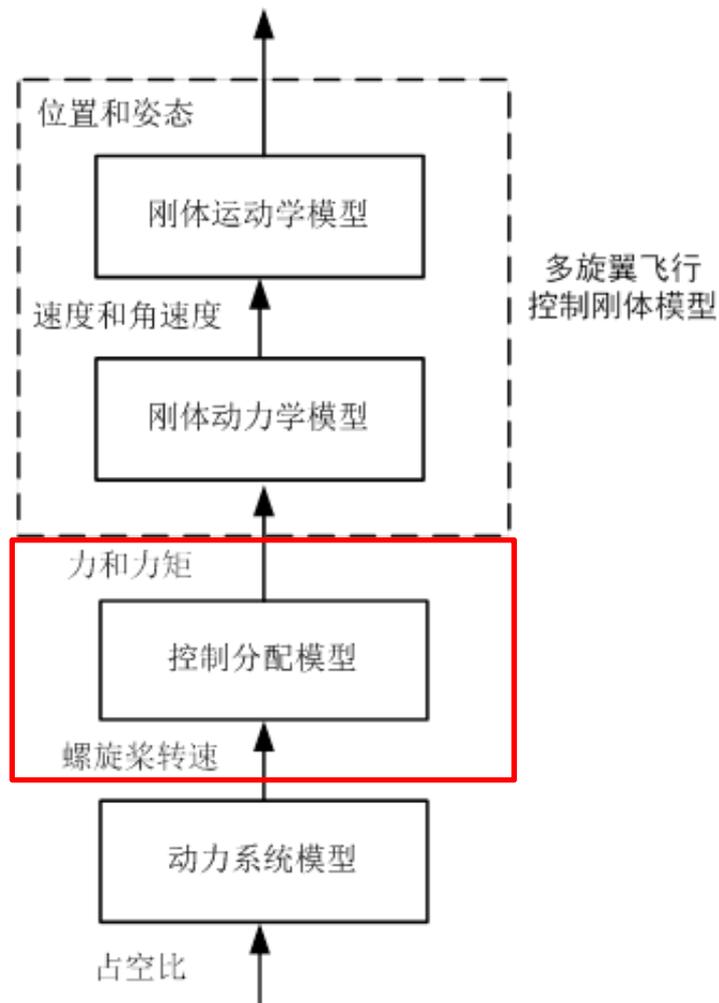
$$\begin{cases} {}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v} \\ {}^e \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{R}_b^e \cdot \mathbf{e}_3 \\ \dot{\mathbf{R}}_b^e = \mathbf{R}_b^e \left[{}^b \boldsymbol{\omega} \right]_{\times} \\ \mathbf{J}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = -{}^b \boldsymbol{\omega}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

模型3

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



1. 多旋翼控制模型

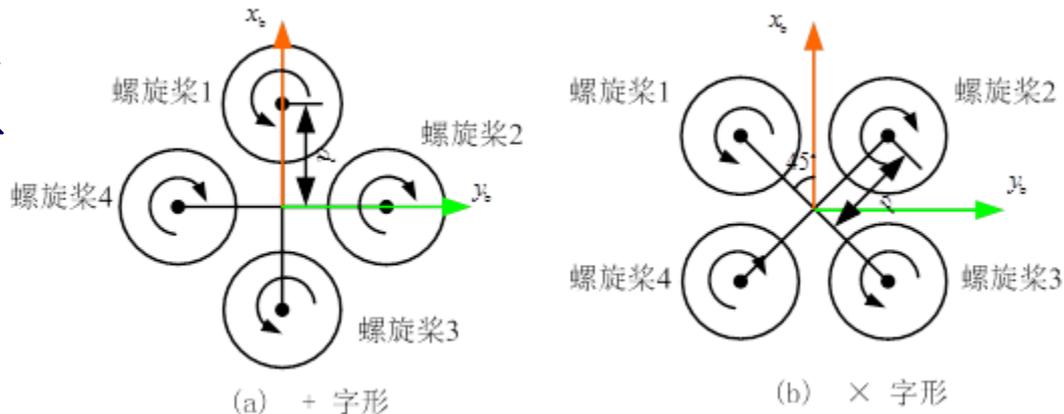




1. 多旋翼控制模型

□ 控制分配模型

(1) 标准四旋翼



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+字形四旋翼，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)

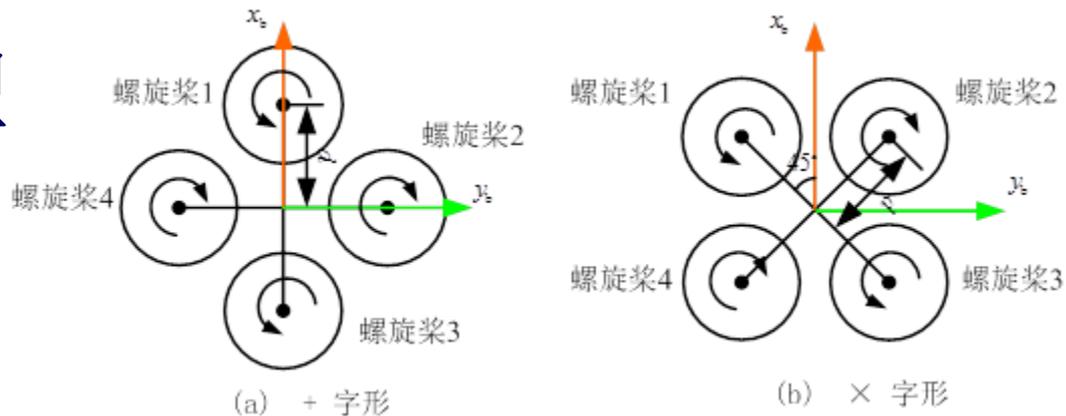
$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ 0 & -dc_T & 0 & dc_T \\ dc_T & 0 & -dc_T & 0 \\ c_M & -c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix}}_{M_4} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}$$



1. 多旋翼控制模型

控制分配模型

(1) 标准四旋翼



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字形四旋翼**，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

□ 控制分配模型

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

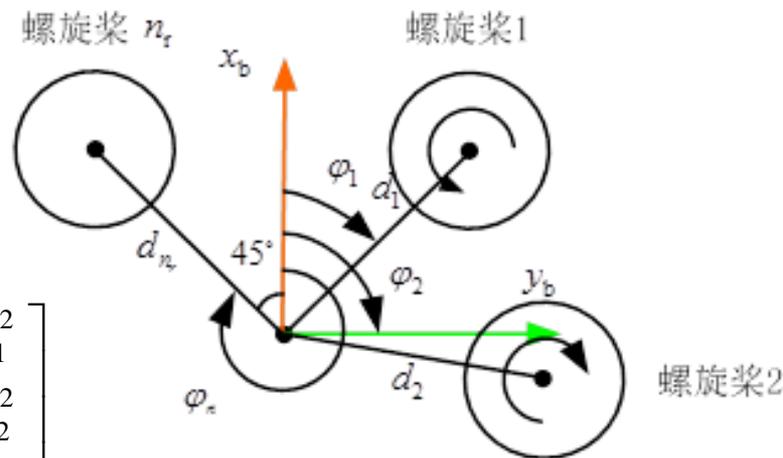
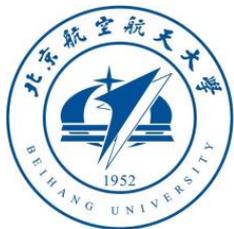


图. 多旋翼系统几何定义

假设5. 奇数标号的螺旋桨逆时针转动，偶数标号顺时针转动。



1. 多旋翼控制模型

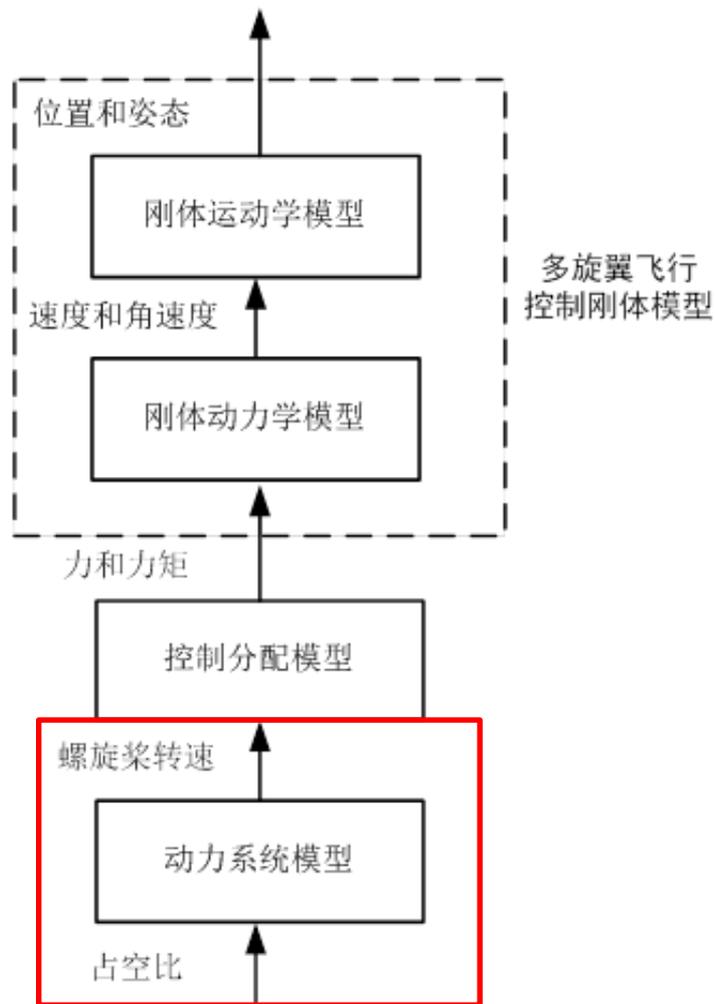
□ 控制分配模型



Volocopter VC200 – Video for NASA On-Demand Mobility (ODM) Workshop, Washington D.C., March 2016
<https://www.youtube.com/watch?v=YkiyiSdZzXk&nohtml5=False>



1. 多旋翼控制模型





1. 多旋翼控制模型

□ 动力系统模型

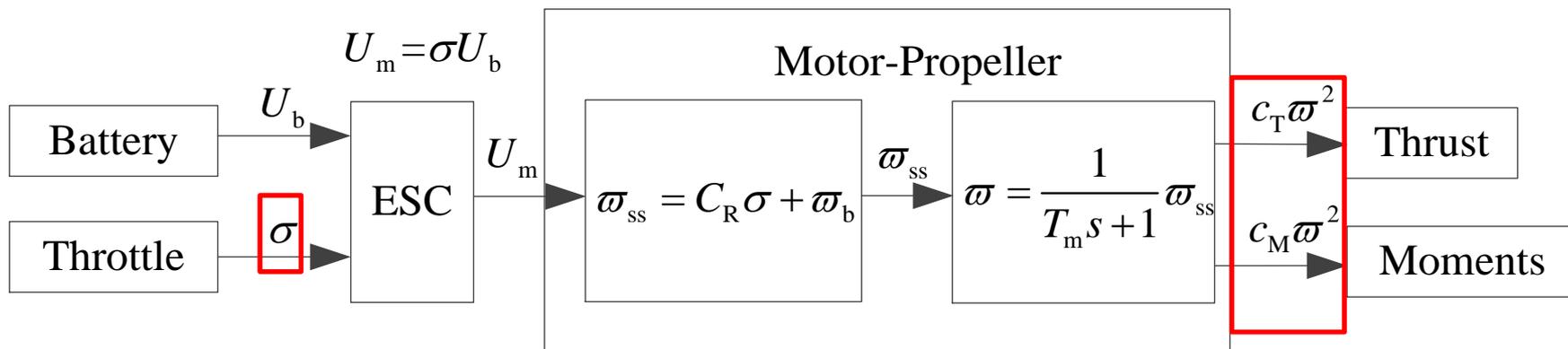


图 动力系统信号传递图

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 电机的动态响应常数。



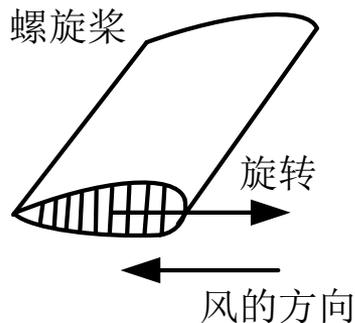
大纲

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. 小结
5. 作业
6. 后续部分
7. 资源

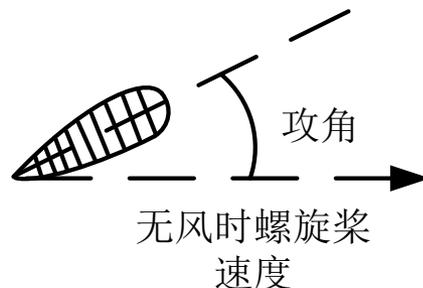


2. 多旋翼气动阻力模型

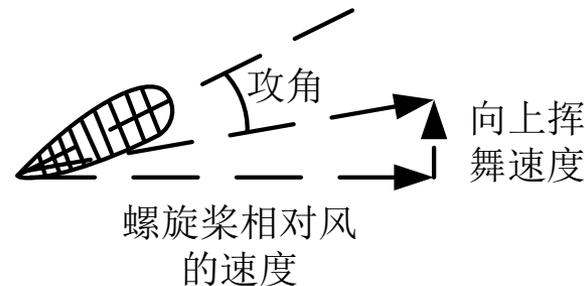
□ 桨叶挥舞



(a) 螺旋桨剖面图



(b) 无风时螺旋桨速度与攻角



(c) 相对风螺旋桨速度与攻角

图. 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加，产生向上挥舞速度。如上图 (c)，螺旋桨的向上挥舞速度会减少攻角，进而减少拉力。

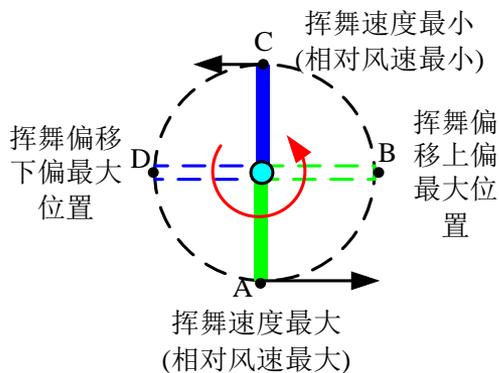
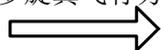
可参考 [1] Blade flapping: <http://www.dynamicflight.com/aerodynamics/flapping/>



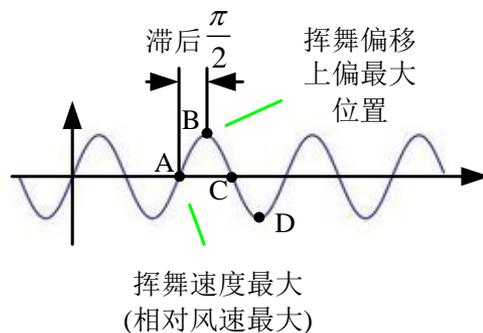
2. 多旋翼气动阻力模型

□ 桨叶挥舞

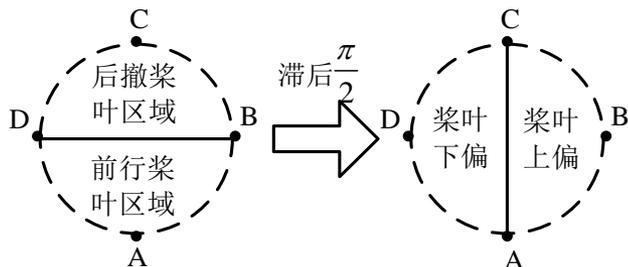
多旋翼飞行方向



(a) 螺旋桨挥舞速度和偏移关系



(b) 正弦曲线对应关系



(c) 桨叶偏转原理

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**后撤螺旋桨 (Retreating blade)** 区。因为位置滞后速度，因此，前面半区是螺旋桨上偏区，而后面半区是螺旋桨下偏区。

图 螺旋桨挥舞速度与偏移位置示意图



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 桨叶挥舞

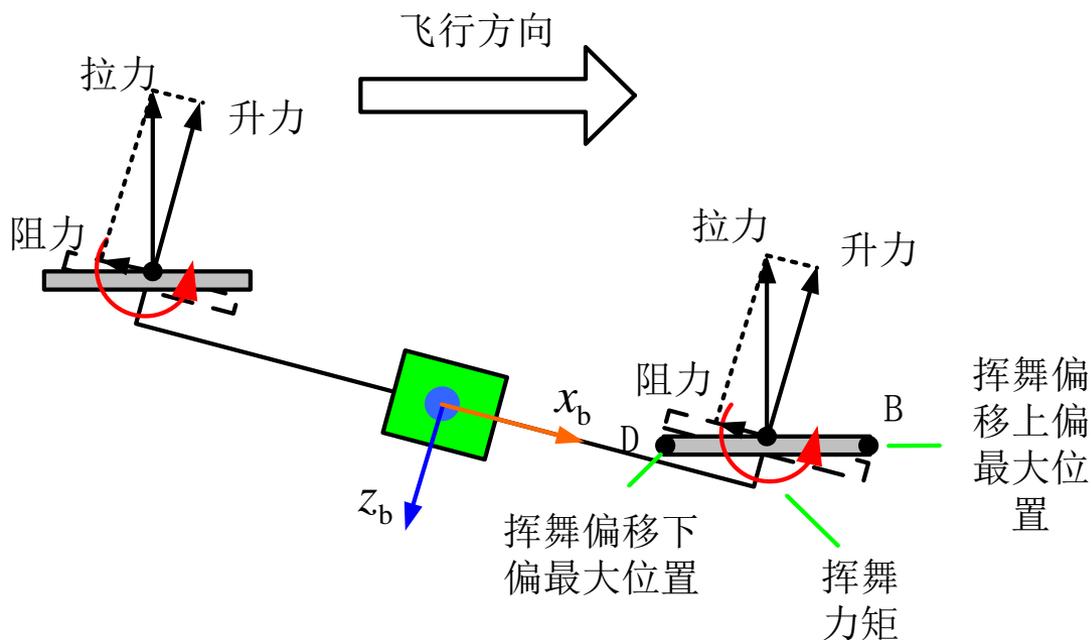


图 多旋翼飞行时的升力阻力示意图

由于螺旋桨的挥舞，改变了桨盘的方向，从而进一步改变了拉力的方向。从左图可以看出，**拉力不再与多旋翼的机体轴平行，而是在 x_b 负方向上产生分量，即诱导阻力。**该阻力是多旋翼阻力的主要组成部分，不容忽视。多旋翼气动阻力模型将以此为依据。



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 桨叶挥舞



Slow motion video of a helicopter rotor blade, https://www.youtube.com/watch?v=Ug6W7_tafnc&nohtml5=False



2. 多旋翼气动阻力模型

□ 多旋翼气动阻力模型

回顾p. 10 “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

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

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

其中 f_x, f_y 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



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. 小结
5. 作业
6. 后续部分
7. 资源



3. 多旋翼模型参数测量

□ 重心位置

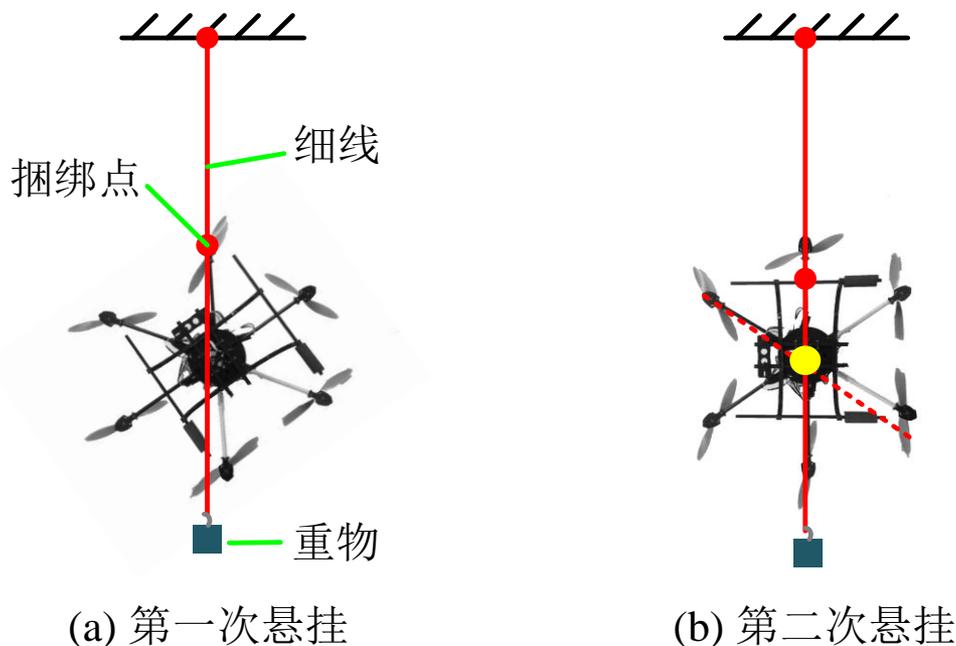


图 多旋翼质心的确定方式

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。

(3) 如图(b)所示，取两次记录悬线的交点位置就是多旋翼质心所在位置。

(4) 通过多次同样的测量，可提高质心测量精度。



3. 多旋翼模型参数测量

转动惯量

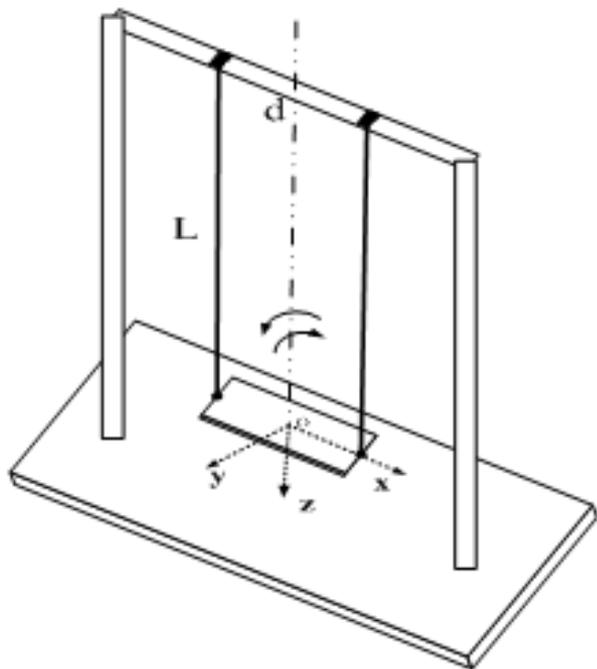


图 双线摆测量转动惯量示意图

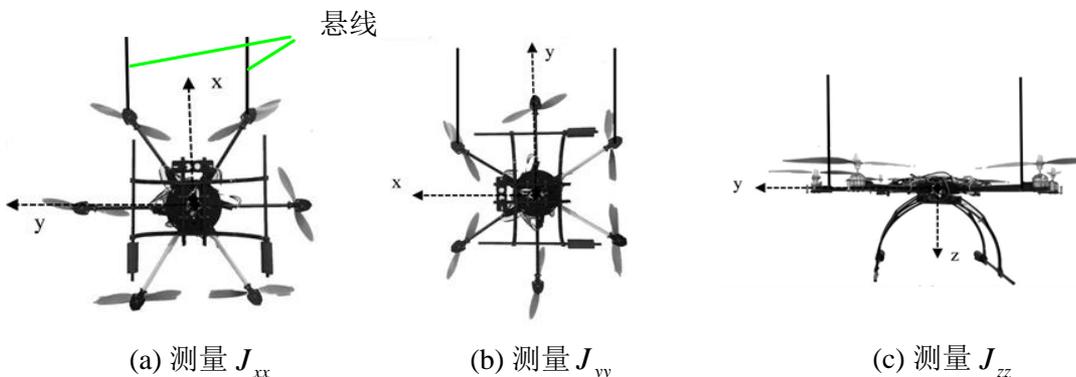


图 多旋翼主轴转动惯量测量

原理：以z轴为例，双线摆动的周期满足下列公式

$$T_0 = 4\pi \sqrt{\frac{J_{zz}L}{m_0gd^2}}$$

从而有

$$J_{zz} = \frac{m_0gd^2}{16\pi^2L} T_0^2$$

问题：惯性积

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

如何求？

步骤详情见“全权，戴训华等，一种测量小型飞行器转动惯量与惯性积的方法. 发明专利，授权号ZL 201310479270.0”。



3. 多旋翼模型参数测量

动力系统参数测量

(1) 基本原理

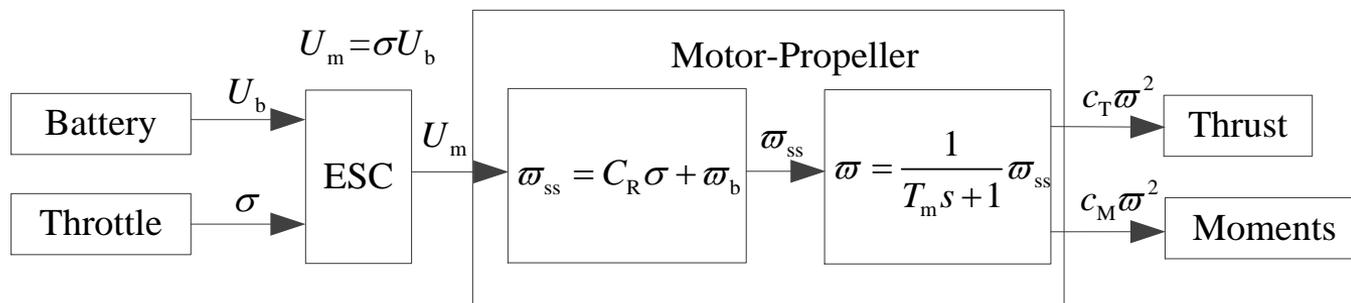
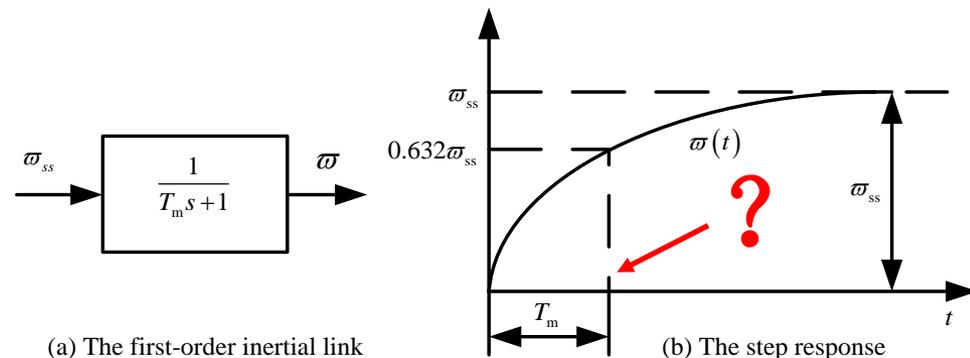


图 动力系统信号传递图



(a) The first-order inertial link

(b) The step response

图 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 稳态参数

$$T = c_T \omega^2 \quad M = c_M \omega^2$$



3. 多旋翼模型参数测量

□ 动力系统参数测量

(2) 测量装置



图 网友DIY动力系统测量装置¹



图 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



RCbenchmark-1580使用演示视频，链接：<https://www.youtube.com/watch?v=O4ORChwM68g>



3. 多旋翼模型参数测量

□ 动力系统参数测量

(3) 测量结果(稳态参数)

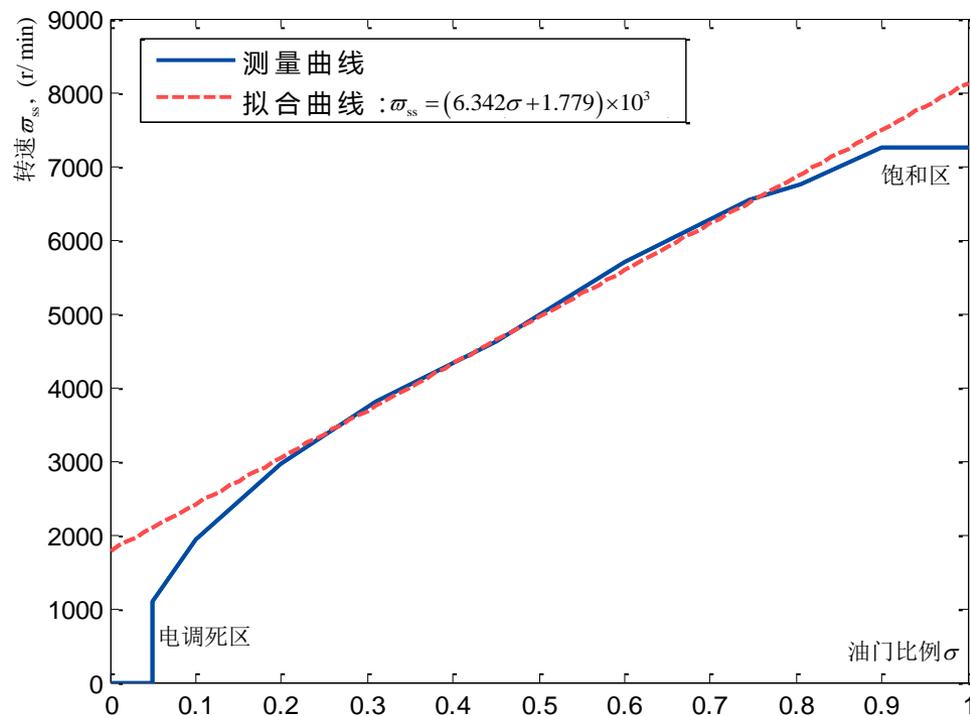


图. 油门-稳态转速曲线

目标:

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

稳态参数

在多旋翼正常工作的区间

$0.2 < \sigma < 0.8$, 油门-稳态转速曲线呈现完美的线性, 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

动力系统参数测量

(3) 测量结果

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

稳态参数

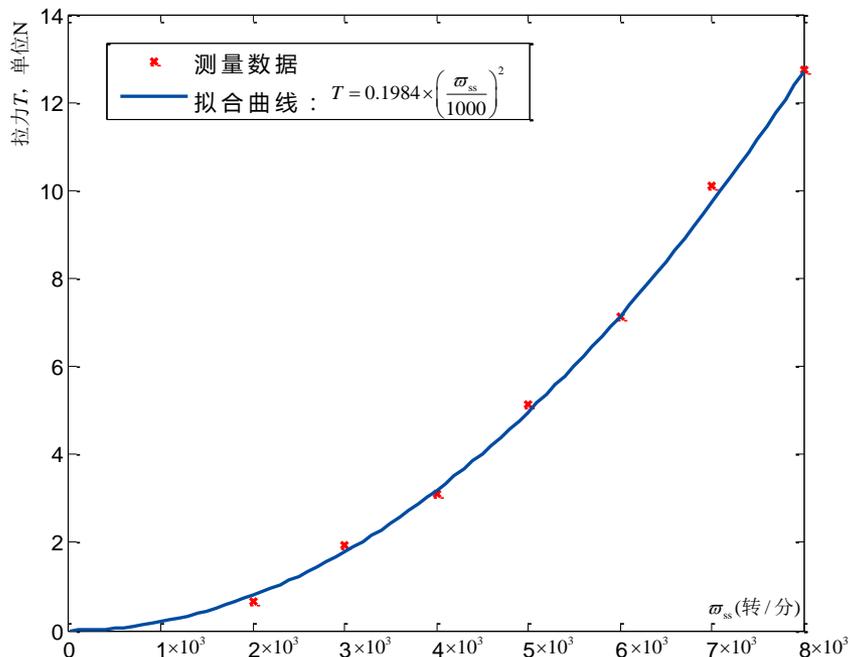


图. 转速-拉力实验数据与拟合效果

$$T = 0.1984 \left(\frac{\omega_{ss}}{1000} \right)^2 \quad c_T = 1.984 \times 10^{-7}$$

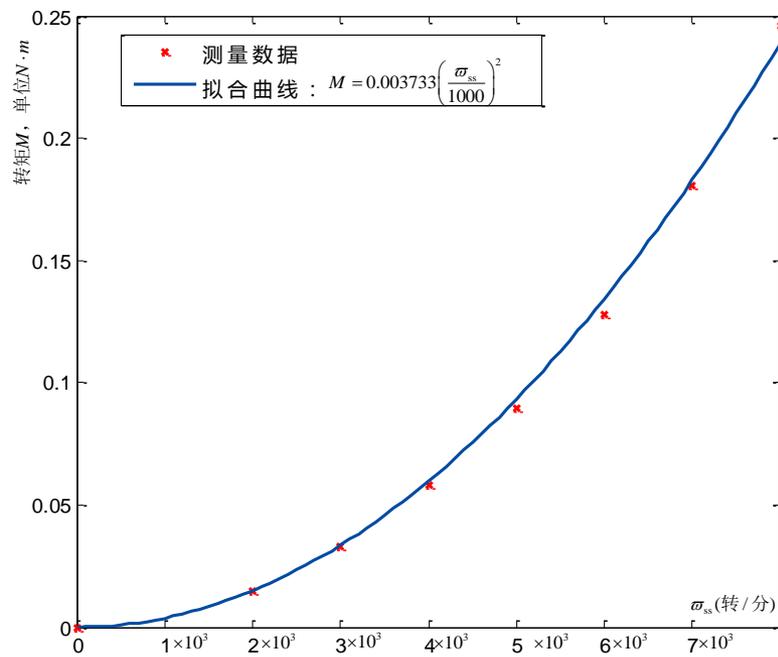


图. 转速-转矩实验数据与拟合

$$M = 0.003733 \left(\frac{\omega_{ss}}{1000} \right)^2 \quad c_M = 3.733 \times 10^{-9}$$



3. 多旋翼模型参数测量

动力系统参数测量

(3) 测量结果

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

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，并用拉力机记录拉力变化曲线。

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 为电机阶跃响应，其值为电机转速从0增加到0.632倍转速稳态值所消耗的时间，即为拉力从0增加到0.4倍拉力稳态值所消耗的时间。

$$T_m = \Delta t = t_e - t_s = 0.098s$$

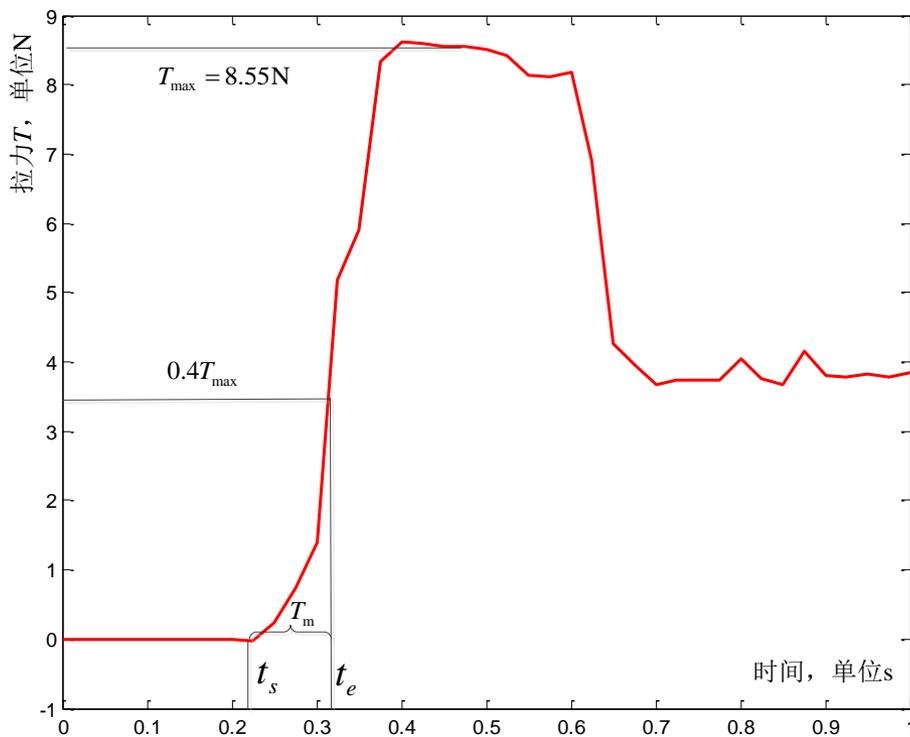


图 电机响应曲线



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. 小结
5. 作业
6. 后续部分
7. 资源



4. 小结

- 详细推导了多旋翼飞行控制刚体模型、控制分配模型以及动力系统模型。这三者合起来便是多旋翼控制模型。感兴趣的读者可参考文献 [2] [3] [4]。
- 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：在风干扰下的运动模型、地效作用下的运动模型、前飞情况下的气动模型等等。

[2] Bresciani T. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter [Master dissertation]. Lund University, Sweden, 2008.

[3] De Oliveira M. Modeling, Identification and Control of a Quadrotor Aircraft [Master dissertation]. Czech Technical University, Czech, 2011.

[4] Pounds P, Mahony R, Corke P. Modelling and control of a large quadrotor robot. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 691-699.



5. 作业

选做一题：

1. 写出Volocopter VC200的控制分配模型（尺寸去官网查找， c_T 和 c_M 用字母替代）；
2. 惯性积 J_{xy}, J_{yz}, J_{xz} 如何测量？查找文献，写出大概的可行方案和思路。
3. 自拟一道与本章节内容相关的题，并给出自己理解。（难度与上面题目相当，不能抄袭其他书籍）



6. 后续部分

多旋翼飞行器**建模部分**已经结束，下周开始多旋翼飞行器**状态估计部分**。

2016. 4. 21 第七次课：传感器模型以及校正

- 首先建立这些传感器的测量模型，进而进一步提出校正方法，估计需要校正的参数。

2016. 4. 28 第八次课：可观性和卡尔曼滤波

- 有了传感器不一定能将需求的信息估计出来，这就是可观性问题。如果系统不可观，那么所做的滤波也就没有意义了。在可观的基础上，可以设计滤波器。本章介绍目前自动驾驶仪用得最为广泛的卡尔曼滤波器。

2016. 5. 5 第九次课：多旋翼的运动信息估计

- 包括姿态估计、位置-速度估计、速度估计和障碍估计。

如果有从事与以上课程相关的工程师和专家，欢迎推荐和自荐。通过后，可安排在课堂与同学们分享经验。邮箱：全权，qq_buaa@buaa.edu.cn



7. 资源

- (1) 课程中心 (课件、资料、作业等)
- (2) 可靠飞行控制研究组主页 (课件等)

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

- (3) 关注可靠飞行控制研究组公众号 buaarfly (课件等)





谢谢!

如课件有错误之处，请反馈到邮箱 qq_buaa@buaa.edu.cn