

多旋翼飞行器——控制实践的试金石

全权 北京航空航天大学

在 2010 年前，固定翼和直升机无论在航拍还是航模运动领域，占有绝对主流的地位。在 2012 年底，中国大疆公司推出四旋翼一体机——小精灵 Phantom。该飞行器操作简单，到手即飞，使得一般人也能在很短时间内掌握操控要领。不仅如此，它的价钱降到了几千元，相比之前的工业级四旋翼一体机产品便宜了很多。因该产品极大地降低了航拍的难度和成本，所以拓展了非常广阔的消费群体，成为如今最热销的产品之一。之后的两年，多旋翼飞行器开始进入爆发期，围绕着多旋翼飞行器的相关创意、技术、产品、应用和投资等的新闻层出不穷。在 2016 年到 2017 年期间由于其市场泡沫增大以及干扰民航飞行事件频发的原因，多旋翼相关产业进入短暂的低谷期。2017 年下半年开始，国家开始着手制定针对微小型无人机的法律法规，建立试验基地，研究空管系统，制定相关标准和着手教育培训。可以说，以多旋翼飞行器为代表的微小型无人机产业，进入了一个新的有序的机会更多的发展阶段。本文从什么是多旋翼飞行器、多旋翼飞行器模型和化简、多旋翼飞行器中的相关研究问题、以及多旋翼飞行器在控制实践的意义四个方面，阐述作者对其浅薄的理解。本文的目的不是对以上问题的综述，而是抛砖引玉地来说明多旋翼飞行器可以作为控制实践的试金石，多方面地满足研究和人才培养的需要。很多问题点到为止，不少材料总结来自本人的著作“Quan Quan. Introduction to Multicopter Design and Control. Springer, Singapore, 2017”（中文版：全权著，杜光勋等译，多旋翼飞行器设计与控制，电子工业出版社，北京，2018。）

1. 什么是多旋翼飞行器

1.1 基本概念

如图 1 所示，通常可以把常用的飞行器分为三类。

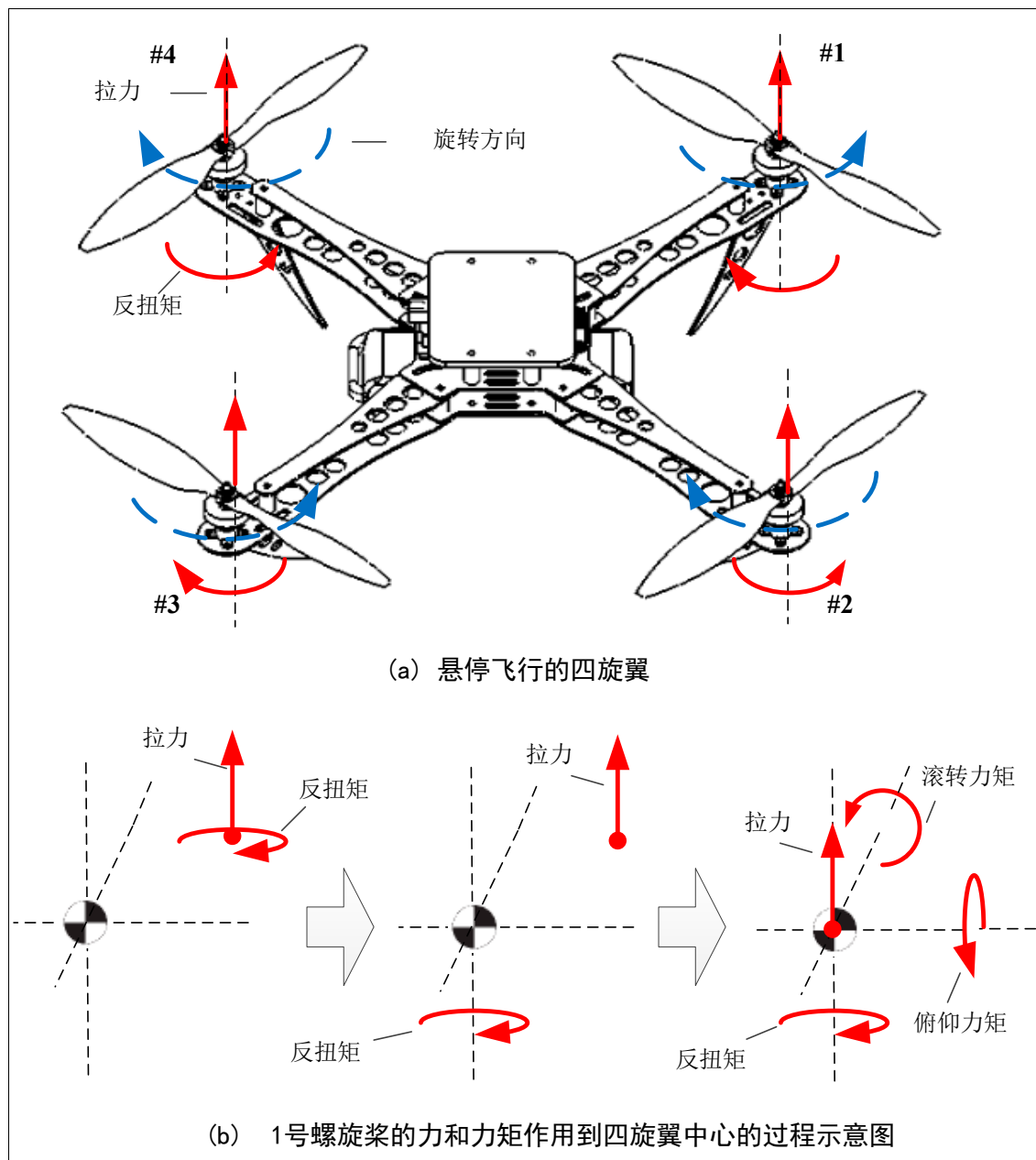


图2 四旋翼飞行器悬停

(1) 固定翼。由推力系统产生前向的空速，进而产生升力来平衡飞行器的重力。基于这个原理，固定翼飞行器需要保持一定的前飞速度，因此不能垂直起降。与传统的直升机相比，固定翼飞行器的优点是结构简单、载荷更大、飞行距离更长、耗能更少，缺点是起飞和降落的时候需要跑道或弹射器。

(2) 直升机。直升机的升力由主螺旋桨产生，由总距操纵杆（旋翼的角度变化）和油门控制。单旋翼直升机可以垂直起降，不需跑道或弹射器，这是因为它的升力不是由机体速度控制。与固定翼飞行器相比，直升机在续航时间方面没有优势，而且相对复杂的机械结构会带来很高的维护成本。

(3) 多旋翼¹。多旋翼可以看成是一类有三个或者更多螺旋桨的直升机，也有垂直起降能力。最常见的是四旋翼，如图 1 (c) 所示。四旋翼有四个输入，分别是四个螺旋桨转速。与单旋翼直升机不同的是，四旋翼通过控制螺旋桨的转速来实现拉力（在垂直方向的分量称为升力）的快速调节。由于多旋翼有多个螺旋桨，通过调整转向和转速，可以使螺旋桨之间的反扭矩相互抵消。

1.2 多旋翼飞行原理

为了简单起见，下面以四旋翼（有四个螺旋桨）为例介绍多旋翼的飞行原理。四旋翼通过控制四个电机来改变螺旋桨转速，进而改变拉力和力矩。根据经典力学理论，刚体在某点处所受的力可以平移到另外一个点处，变为一个力和一个对应的力矩；而力矩可以直接平移到刚体中心轴上。这样，拉力和力矩都能统一到刚体中心处。随着拉力和力矩的改变，四旋翼的姿态和位置得以控制。如图 2 (a) 所示，在悬停位置，所有的螺旋桨以相同的转速旋转，其中螺旋桨#1 和螺旋桨#3 逆时针旋转，螺旋桨#2 和螺旋桨#4 顺时针旋转。以#1 螺旋桨为例，如图 2 (b) 所示，该螺旋桨的反扭矩²可以平移到四旋翼中心轴上，而螺旋桨拉力的平移会同时产生附加的俯仰和滚转力矩。因为一共有四个螺旋桨提供拉力，所以这些附加的力矩会相互抵消。在悬停飞行时，四个螺旋桨产生的拉力抵消了多旋翼的重力。四个螺旋桨的拉力相同，三个力矩之和分别为零。

一般来讲，四旋翼的运动形式有以下四种：

¹事实上，螺旋桨的定义与旋翼的定义是不同的。固定翼飞行器一般使用螺旋桨来产生推力，而直升机使用旋翼来产生升力。固定翼飞行器螺旋桨叶片的桨距一般是固定的，而直升机旋翼叶片的桨距可以通过滑盘调节。从定义上来看，多旋翼一般安装的是螺旋桨而不是旋翼。但是由于四旋翼和多旋翼这两个词已经被大家广泛使用，因此本文对螺旋桨和旋翼这两种表达方式不加以严格区分。但是本文更倾向于使用螺旋桨一词。

²如果螺旋桨逆时针旋转，这意味着机体给螺旋桨逆时针力矩，那么机体就会由于反扭矩的作用而顺时针旋转。这是根据牛顿第三定律，即任何一个动作都会产生一个与之大小相等方向相反的反扭矩作用。因此，多数直升机即单旋翼直升机都有一个小垂直尾桨来抵消反作用力矩。由于四旋翼有四个螺旋桨，四个反力矩之和可以调节为零，同理也可以利用力矩之和来控制四旋翼的偏航。

(1) 垂直运动

如图 3 (a) 所示，同时增加四个电机的输出功率，旋翼转速增加使得总的拉力增大，当总拉力足以克服整机的重量时，四旋翼飞行器便离地垂直上升，螺旋桨的转速变化如表 1 所示；反之，下降。

表 1. 图 3 (a) 运动对应螺旋桨变化量示意 (+表示增加转速)

	#1	#2	#3	#4
改变拉力	+1	+1	+1	+1

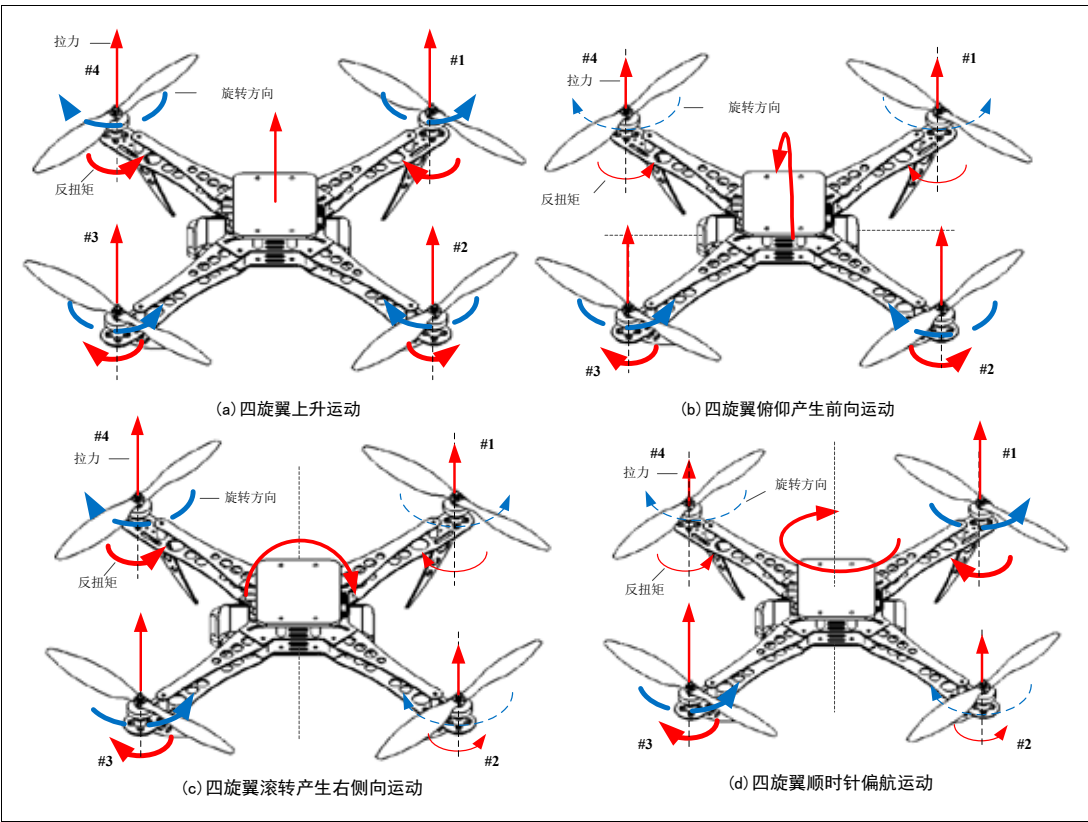


图 3 四旋翼四种飞行方式

(2) 水平前后运动

如图 3 (b) 所示，电机#1、#4 的转速下降，电机#2、#3 的转速上升。这将产生不平衡力矩使机身俯仰倾斜。一定程度的俯仰倾斜将使旋翼拉力产生前后向分量，因此可以实现飞行器的前后飞行。然而，当飞行器发生倾斜，拉力在竖直方向的投影减少，会产生掉高。因此，电机#1、#2、#3、#4 电机转速还得在俯仰运动基础上，增加它们的转速，提高拉力以补偿竖直方向的拉力损失。螺旋桨的转速变化如表 2 所示。同理，可以得到水平后向运动的螺旋桨转速变化。

表 2. 图 3（b）运动对应螺旋桨变化量示意

	#1	#2	#3	#4
改变俯仰	-1	+1	+1	-1
增加拉力	+0.2	+0.2	+0.2	+0.2
合成	-0.8	+1.2	+1.2	-0.8

（3）水平侧向运动

如图 3（c）所示，电机#1、#2 的转速下降，电机#3、#4 的转速上升。这将产生不平衡力矩使机身滚转倾斜。接下来水平侧向运动的原理与水平前后运动原理类似。图 3（c）运动对应的螺旋桨转速变化如表 3 所示。

表 3. 图 3（c）运动对应螺旋桨变化量示意

	#1	#2	#3	#4
改变滚转	-1	-1	+1	+1
增加拉力	+0.2	+0.2	+0.2	+0.2
合成	-0.8	-0.8	+1.2	+1.2

（4）偏航运动

在图 3（d）中，当电机#2、#4 的转速下降，电机#1、#3 的转速时上升时，旋翼#2、#4 对机身的反扭矩小于旋翼#1、#3 对机身的反扭矩，机身便在富余反扭矩的作用下绕轴转动，实现飞行器的偏航运动，转向与电机#2、#4 的转向相同。

表 3. 图 3（d）运动对应螺旋桨变化量示意

	#1	#2	#3	#4
改变偏航	+1	-1	+1	-1

可以通过设计控制器，使得这四种运动分别被独立控制，对应遥控器的遥控方式见图 4。

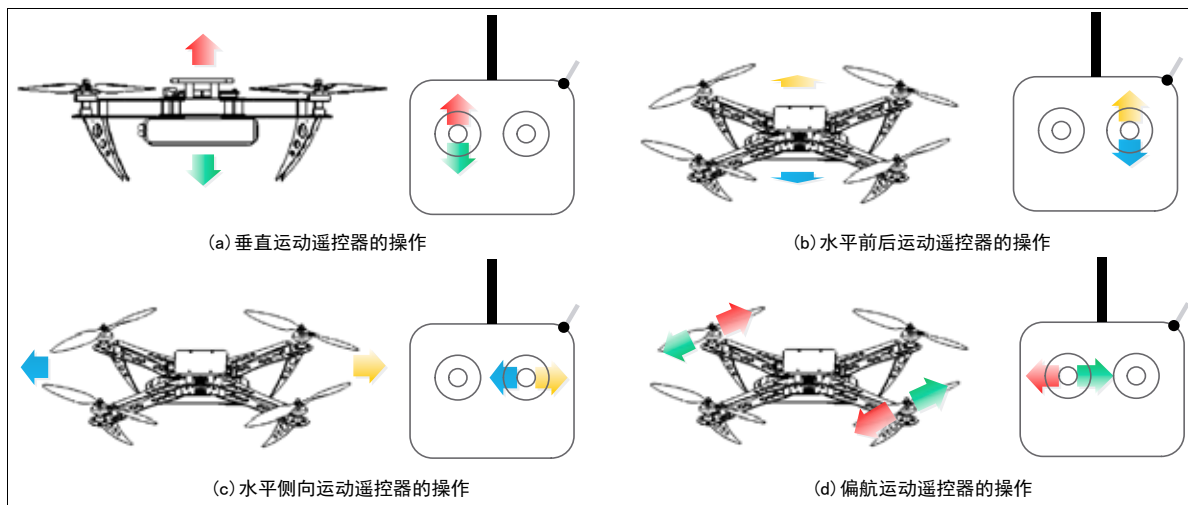


图4 四旋翼遥控方式

1.3 优势和应用

首先,相比固定翼和直升机,多旋翼的操控是最简单的,它不需要跑道可以垂直起降,起飞后可以悬停在空中。从1.2节也可以看出,四个操作对应垂直、前后、侧向和偏航运动,遥控原理简单。其次,多旋翼的可靠性也是很高的。仅考虑机械机构的可靠性,多旋翼没有活动关节,它的可靠性基本上取决于无刷电机的可靠性,可靠性较高。相比而言,固定翼和直升机有活动关节,飞行过程中会磨损,可靠性下降。第三,多旋翼的勤务性是很高的。多旋翼结构简单,便于组装。如果电机、电调、电池、桨或机架损坏,可以很容易替换。与之相对应,固定翼和直升机零件比较多,安装也有技巧,相对比较麻烦。然而,续航性上,多旋翼最没有优势,能量转换效率低下;相比于固定翼和直升机,多旋翼在承载性上是最差的。为了弥补缺陷,可以通过更换电池来解决续航性问题;通过增加旋翼个数和尺寸,来提高多旋翼的载重能力。然而,对于这三种机型,操控性与飞行原理相关,是很难改变的。由于可靠性和勤务性跟结构相关,多旋翼始终会具有优势。另外一方面,随着电池技术、材料技术和电机技术的发展,多旋翼的续航性和承载性会得到相应的提高,从而可以满足更多的需求。因此,这些年多旋翼飞行器成为微小型飞行器的主流。

多旋翼作为一个空中平台,可以搭载照相机、农药、货物、测绘仪器、通信平台、武器、光源、扬声器、读卡器、医药、绳锁、喷火器等等,产生无穷无尽的应用。进一步,它还可以用于载人,比如Volocopter VC200和亿航(Ehang)184飞行器,见图5。



图 5 载人多旋翼

2. 多旋翼飞行器模型和化简

2.1 多旋翼飞行器控制模型

建立准确的动力学模型，是对系统进行分析和控制的基础。建模过于繁琐，会导致控制算法设计复杂。另一方面，如果建模过于简单，就使得建模脱离实际，可能对控制效果带来消极影响。如图 6 所示，多旋翼的建模主要包括四个部分。

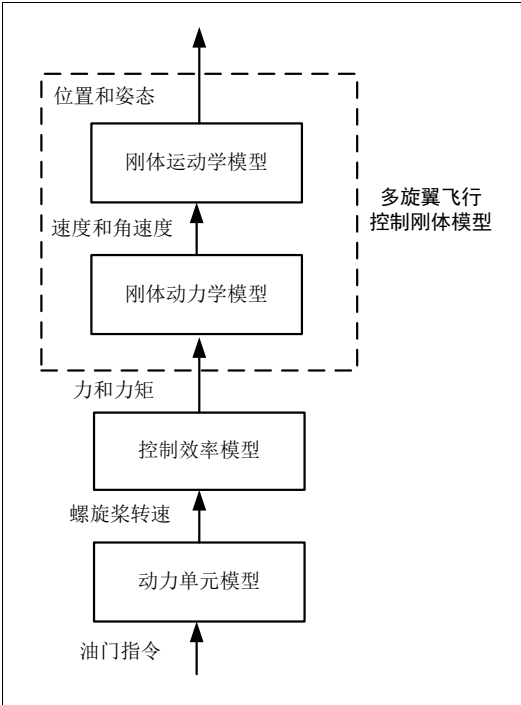


图 6 多旋翼控制建模流程图

(1) 刚体运动学模型。运动学,跟质量和受力无关,只研究位移、速度、加速度、角度、角速度和角加速度等参量。对于多旋翼运动学模型来说,输入为速度和角速度,而输出为位移和角度。

(2) 刚体动力学模型。动力学,是既涉及运动又涉及受力情况,或者说跟物体质量有关系的问题。常利用牛顿第二定律、动量定理、动量矩定理和欧拉角等公式,研究物体与外力之间的关系。对于多旋翼动力学模型来说,输入为力和力矩(拉力、俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩),而输出为多旋翼的速度和角速度。

运动学模型和刚体动力学模型联合在一起构成了目前常用的多旋翼飞行控制刚体模型。它与一般刚体运动模型最大的不同是,拉力方向始终与机身平面垂直方向一致并且向上。刚体运动学模型和刚体动力学模型,可以写为

$$\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{v} \quad (1a)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{f}{m}\mathbf{R}\mathbf{e}_3 \quad (1b)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \mathbf{W}\boldsymbol{\omega} \quad (1c)$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} \quad (1d)$$

其中: $\mathbf{p} = [p_x \ p_y \ p_z]^T$, $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 表示多旋翼在地球坐标系的位置和速度, $\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示从机体坐标系旋转到地球坐标系的旋转矩阵, $\boldsymbol{\Theta} = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ 表示欧拉角(滚转角、俯仰角和偏航角), $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 表示机体坐标系旋转角速率, $\mathbf{W} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示角速度转换矩阵, $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示多旋翼的惯量张量, $f \geq 0$ 表示拉力, $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 表示力矩, $m > 0$ 表示飞行器质量, $g > 0$ 表示重力加速度, $\mathbf{e}_3 = [0 \ 0 \ 1]^T$, \mathbf{G}_a 表示陀螺力矩。关于姿态角和角速率的关系,还可以采用旋转矩阵和四元数方法等进行表示。一般来说,多旋翼飞行器控制模型与其他运动体控制模型第一个不同是:总拉力方向始终与机体平面垂直方向一致并且向上。不少多旋翼控制研究只是基于模型(1),目的是设计拉力 $f \geq 0$ 和力矩 $\boldsymbol{\tau} \in \mathbb{R}^3$, 以达到控制任务。

(3) 控制效率模型。输入是螺旋桨转速,输出是拉力和力矩。无论四旋翼还是六旋翼,其拉力和力矩都是由螺旋桨产生的。当已知螺旋桨转速时,可以通过控制效率模型计算出拉力和力矩。控制效率模型的逆过程被称为控制分配^[1]模型,即当通过控制器设计得到期望的拉力和力矩时,可以通过控制分配模型解出所需的螺旋桨转速。

如图7所示,作用在机体上的总拉力和力矩与螺旋桨转拉力的关系如下式所示

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ 0 & -dc_T & 0 & dc_T \\ dc_T & 0 & -dc_T & 0 \\ c_M & -c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix}}_{\mathbf{M}_4} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

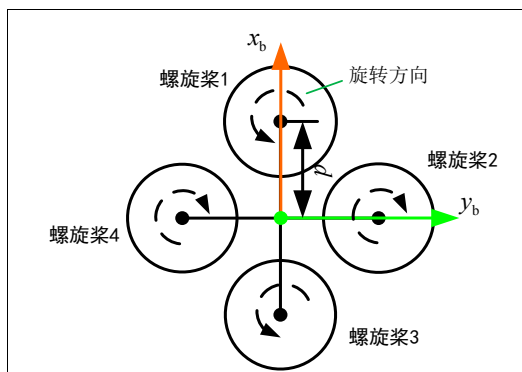


图7 十字形四旋翼

其中 ω_i 表示螺旋桨旋转角速度， c_T ， $c_M > 0$ 是产生拉力和扭转力矩系数， $d > 0$ 表示力臂长度， \mathbf{M}_4 表示控

制效率矩阵； $T_i = c_T \omega_i^2$ ， $c_M \omega_i^2$ 分别表示第 i 个螺旋桨在机身上产生的拉力大小和产生的反扭力矩大小。同理可以得到任意多旋翼的控制效率矩阵。多旋翼飞行器控制模型与其他运动体控制模型第二个不同是：控制效率矩阵随着旋翼个数和布局方式而改变，每个旋翼通常只能产生一个方向的拉力，而且大小受限。

（4）动力单元模型。这是最终的执行器模型。通过控制分配模型，得到每个螺旋桨期望的转速后。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。实际过程是，通过油门指令（PWM 占空比）形式输入电调发出指令，最终产生期望电压。数学上，可以认为油门指令到转速为一个一阶惯性环节，整体模型如图8所示。

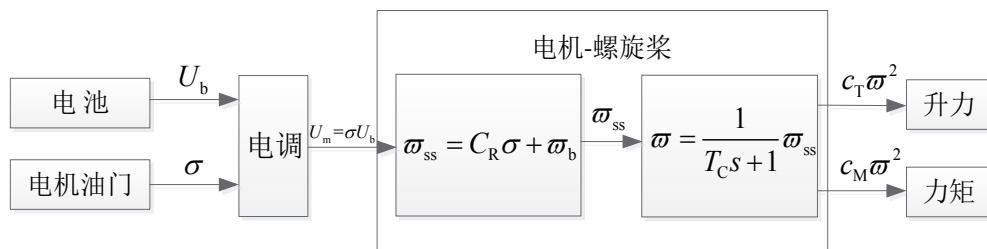


图8 动力单元模型

2.2 多旋翼飞行器模型化简

多旋翼飞行控制系统是一个典型的非线性系统。对其原始数学模型进行分析和控制器设计十分繁琐。不仅如此，由于该飞行器具有欠驱动和强耦合等特点，导致一些比较常用的非线性系统控制器设计方法很难应用。目前，比较常用的分析和控制器设计方法是：将飞行器模型进行简化处理，并基于简化的系统模型进行控制器设计。假设多旋翼处于小角度飞行，此时有 $\sin\phi \approx \phi$ ， $\cos\phi \approx 1$ ， $\sin\theta \approx \theta$ ， $\cos\theta \approx 1$ 。

通过在平衡点的小角度线性化，可得到多旋翼的线性模型。此时，式（1）中的 \mathbf{Re}_3 可以简化为

$$\mathbf{R}\mathbf{e}_3 \approx \begin{bmatrix} \theta \cos \psi + \phi \sin \psi \\ \theta \sin \psi - \phi \cos \psi \\ 1 \end{bmatrix}$$

进一步,可以得到不同独立通道的模型如下。

(1) 高度通道模型。根据小角度假设,式(1a)(1b)的第三个分量(z方向分量)可以简化为

$$\dot{p}_z = v_z \quad \dot{v}_z = g - \frac{f}{m} \quad (3)$$

显然,高度通道模型(3)是一个线性模型。

(2) 水平通道模型。假设多旋翼不做大机动飞行,则此时有 $f \approx mg$ 。进一步,根据小角度假设,式(1a)(1b)的前两个分量(xy方向)可以简化为

$$\dot{\mathbf{p}}_h = \mathbf{v}_h \quad \dot{\mathbf{v}}_h = -g\mathbf{A}_\psi \boldsymbol{\Theta}_h \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{p}_h = \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \end{bmatrix}, \mathbf{R}_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix}, \mathbf{A}_\psi = \mathbf{R}_\psi \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{\Theta}_h = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix}$$

在水平通道模型(3)中,可以认为 $\boldsymbol{\Theta}_h$ 是输入。进一步,因为 $-g\mathbf{A}_\psi$ 可以得到,所以可以认为 $-g\mathbf{A}_\psi \boldsymbol{\Theta}_h$ 是输入,而 \mathbf{p}_h 是输出。这样水平通道模型(4)其实是一个线性模型。

(3) 姿态模型。进一步,根据小角度飞行假设和不做大机动飞行假设,那么

$-\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{G}_a \approx \mathbf{0}$ 。则,式(1c)(1d)可简化为

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \boldsymbol{\omega} \quad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\tau} \quad (5)$$

这样,上式也是一个线性模型。进一步,我们将其对水平方向的作用和偏航方向的作用分开成

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}}_h = \boldsymbol{\omega}_h \quad \mathbf{J}_h \dot{\boldsymbol{\omega}}_h = \boldsymbol{\tau}_h \quad (6)$$

和

$$\dot{\psi} = \omega_z \quad J_z \dot{\omega}_z = \tau_z \quad (7)$$

其中 $\boldsymbol{\omega}_h = [\omega_x \quad \omega_y]^T$, $\boldsymbol{\tau}_h = [\tau_x \quad \tau_y]^T$, \mathbf{J}_h , J_z 表示相应的惯量张量和转动惯量。

2.3 基于半自主自驾仪的多旋翼飞行器模型

在1.2节的多旋翼飞行原理中,我们介绍的那四种运动可以由如图4所示遥控器控制。这是因为多旋翼有了半自主自驾仪对其进行增稳。图9中虚线框表示采用半自主自驾仪增稳后的多旋翼模型,模型输入 u_T 对应图4(a)的动作, u_θ 对应图4(b)的动作, u_ϕ 对应图4(c)的动作, u_{ω_z} 对应图4(d)的动作。实际情形中,已经有很多开源的飞控或具有开放软件开发工具包的商业飞控。这样,我们可以在自驾仪基础上做二次开发,将飞控手(无人机驾驶员)用自动控制程序替代。这样不仅可以避免直接面对以上的复杂模型,而且可以利用可靠的非开源的商业飞控完成我们的任务,大大简化设计。这里也可以通过系统辨识方法,建立输入 u_θ , u_ϕ 到 p_x , p_y 的水平通道模型(对应式(3)和(6)的结合), u_T 到 p_z 的高度通道模型(对应式(4)), u_{ω_z} 到 ψ 的偏航通道模型(对应式(7))。

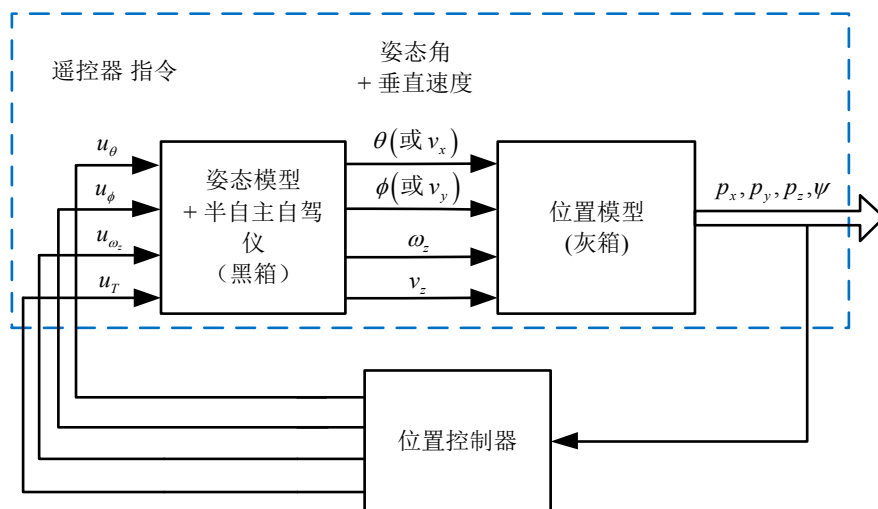


图 9. 基于半自主飞控平台的位置控制闭环框图

利用一些更高级的半自主自动驾驶仪，还能进一步简化图 9 所示的模型，但同时一些性能指标因此也受限。比如：如果我们仅仅考虑顶层规划方面，以下的速度指令控制的质点模型比较实用

$$\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{v} \quad \dot{\mathbf{v}} = -l(\mathbf{v} - \mathbf{v}_{\text{cmd}}) \quad (8)$$

其中： $l > 0$ 表示反馈增益，它与多旋翼本身和半自主自动驾驶仪相关， $\mathbf{v}_{\text{cmd}} \in \mathbb{R}^3$ 表示控制指令，受到饱和约束。由式 (8) 可知，当 \mathbf{v}_{cmd} 是个常数时，多旋翼速度最终会稳定到这个常数。

3. 多旋翼飞行器中的相关研究问题

3.1 机体设计问题

对于多旋翼，我们第一眼看到的是它的外观和结构，比如机体结构框架、外形、螺旋桨安装、螺旋桨半径占机体的比例、重心的位置等等。这些设计不仅会直接影响到飞行器的性能，而且还可以帮助消费者区分不同的多旋翼品牌。说到性能，可以以重心位置举例。无论重心在桨盘平面的上方或下方都不能使多旋翼稳定。需要通过反馈控制使多旋翼平衡。然而，如果重心在桨盘平面很靠上的位置，会使多旋翼某个运动模态很不稳定^[2]。因此，实际情形中建议将重心配置在飞行器桨盘周围，可以稍微靠下。这样控制器控制起来更容易些。如果说多旋翼的机身外观设计是“面子”的话，振动和噪声的影响则是“里子”，只有在飞行的时候能感觉出来。对于实际使用，降低振动和噪声十分重要。大的振动会极大影响 IMU（惯性测量单元）等电子设备的正常工作，也会降低多旋翼机械结构的可靠性并且会损失能量，降低成像质量。因此，减少振动对可靠飞行至关重要。减少噪声也很重要，特别是在居民区飞行，要注意降低飞行带来的噪声。减振方面，因为机体振动主要来源于机架变形、电机和螺旋桨不对称，所以在机架重量和尺寸相同的情况下，尽量保证机架拥有更强的刚度，选择做工优良的电机和螺旋桨。为了减少对飞控或者摄像设备的影响，需要进一步考虑加入减振转台。在减噪方面，可以通过降低声源强度和破坏性声波干涉实

现。这主要通过设计新型的螺旋桨来达到。在同等性能要求下,如何设计阻力最小、振动最小、噪声最小的多旋翼呢?在多旋翼外型大同小异的今天,这些就是未来可以改进的方向之一。

3.2 动力系统设计问题

3.2.1 评估问题

多旋翼的动力系统由电池、电子调速器、直流无刷电机、螺旋桨四个部分组成,各部分器件均具有一定的规格和相应的性能,所以该四部分具有相应的最佳匹配组合。动力系统选型的区别会对多旋翼的整体性能产生非常复杂的影响,例如增加电池容量虽然理论上可以延长飞行器的悬停时间,但是实际上它也增加了飞行器的起飞重量,使功率消耗增大,悬停时间反而有可能减小。评估问题是根据动力系统,评估飞行性能。比如:悬停时间、剩余负载、最大起飞海拔、单程飞行距离和最大前飞速度等。这一部分的核心问题是:如何准确建立动力系统子单元评估模型?这需要模型横跨空气动力学以及电学。现在很多设计者主要还是通过大量实验或者单纯依靠经验来估算多旋翼的实际性能,这样的设计流程成本很高而且效率低。我们通过对大量的动力系统子单元数据进行分析 and 机理分析,建立了合理准确的评估模型,结合多旋翼重量、布局、动力系统品牌以及环境参数,可以较为准确地计算飞行性能,避免大量实验或者依靠经验^[3]。不仅如此,基于以上工作,我们开发了多旋翼飞行器性能评估专业网站 <http://flyeval.com/>。然而,目前评估的精度还不够精确,需要进一步的精细的评估模型建立工作。

3.2.2 推荐问题

推荐问题是根据给定的性能反推出最佳的多旋翼的动力系统配置,需要更具体地考虑电池、电子调速器、直流无刷电机、螺旋桨的品牌。它是评估问题的逆问题,相比起来更加有意义、挑战性更高。这一部分的核心问题是:基于评估模型,如何协调多目标优化问题以及快速寻优。这一部分的难点在于,动力系统的品牌以及品牌之间的兼容关系很难用解析函数的方式表示出来,如采取遍历数据库方式寻求推荐品牌,计算复杂度为 $O(n^4)$ (这里假设电池、电子调速器、直流无刷电机、螺旋桨的品牌型号数量为 n)。我们通过分析电池、电子调速器、直流无刷电机、螺旋桨模型的机理,将整体的优化问题进行分解,并顺序逐一优化求解,将 $O(n^4)$ 优化问题降解到 $O(n)$ ^{[4][5]}。不仅如此,基于以上工作,在多旋翼飞行器性能评估专业网站 <http://flyeval.com/> 上新增了推荐功能 <http://flyeval.com/recalc.html>。然而,目前推荐算法还属于次优,需要进一步的工作。另外,优化目标设定上,还需要根据不同的实际需求进一步定制。

3.3 状态估计问题

多旋翼的传感器如同人身上的感官。对于微小型的多旋翼,为了降低成本,传感器一般成本比较低,测量的精度往往受限。这些传感器信号有的存在很大噪声,不能直接使用,如加速度、角速度、GPS 输出的位置等。另外,一些信息无法直接获得,比如,多旋翼速度、姿态角,无 GPS 环境下的位置和障碍位置等。最后,传感器的信息有冗余,比如加速度和 GPS 信号都包含着位置的信息。核心问题在于:如何利用这些冗余信息提高信息估计的准确性?

3.3.1 可观性问题

输出是可以被传感器测量的,而状态不一定都能被传感器测量。比如,因为多旋翼速度很低,所以它

的速度就很少能够被传感器直接精确测量。这就需要其他传感器与数学模型一同来估计它。如果给出三个传感器，加速度计、GPS 和单目视觉，那么哪一个能够用于稳定地估计多旋翼速度呢？这就牵涉到可观性问题。如果不可观，那么意味着无论设计何种观测器或滤波器都不能准确地将状态观测出来；如果可观，则存在某种观测器可以将状态观测出来。

因为多旋翼模型是非线性系统的，这里还涉及非线性系统的可观性问题。除此之外，目前多旋翼采用视觉作为传感器，导致观测模型也是非线性的。进一步，还需要考虑可观测度问题^[6]，具有好的“可观测度”，能够更容易设计出性能较好的观测器。这里涉及传感器布放问题，以及模型选择问题，避免高度非线性，提高可观测度。

3.3.2 估计方法

常用的估计方法是卡尔曼滤波和扩展卡尔曼滤波，还有无迹卡尔曼滤波和粒子滤波等等。相比滤波方法，模型有时更加重要。比如：考虑对欧拉角的估计，可以采用式（5）中的

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{W}\boldsymbol{\omega} \quad (9)$$

进而采用扩展卡尔曼滤波或者线性化后的互补滤波。其实，也可以采用旋转矩阵模型

$$\dot{\mathbf{R}} = [\boldsymbol{\omega}]_{\times} \mathbf{R} \quad (10)$$

其中 $[\cdot]_{\times}$ 表示叉乘矩阵。因为角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 可以由陀螺仪测量得到，因此不同之处在于式（9）是非线性模型，而式（10）是线性模型。由此，产生了非线性互补滤波^[7]的新方法。然而式（10）维数为九维，比较高。因此，目前飞控通常采用四维的四元数模型

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}^T \\ \boldsymbol{\omega} & -[\boldsymbol{\omega}]_{\times} \end{bmatrix} \mathbf{q}$$

其中 $\mathbf{q} \in \mathbb{R}^4$ 表示四元数。然而，每步估计结果都要投影到 $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ 这个集合。

3.3.3 实践问题

真实的运动估计还需要考虑许多实际的问题^[8]：

（1）处理器的使用。因为机载的处理器运算能力有限，提供给估计的时间是有限的，所以如何高效地利用处理器是要考虑的第一个问题。可以考虑采用的解决方法为：1）提高代码质量。2）采用序贯式卡尔曼滤波（Sequential Fusion），每次一个测量信息进入卡尔曼滤波器，依次处理。这样避免了高阶矩阵的求逆运算。这种方式的滤波效果比所有信息同时进入卡尔曼滤波器要差一些，但是节省了时间。3）利用矩阵的稀疏性，提高求逆算法的效率。

（2）异常数据。传感器失效或异常会在飞行过程中发生，比如气压计或超声波传感器失效、电子罗盘失效（经常受到干扰）、GPS 失效、惯导系统失效以及光流传感器失效。如何在运动估计中判断失效，以及失效之后的处理也是需要考虑的问题。在 APM 开源自驾仪里面有 90%的工作是在处理这些极端情况。这也是一个可靠飞行控制系统应该具备的。可以考虑采用的解决方法为：1）传感器自身检测；2）通过卡尔曼滤波，比较传感器的输出以及估计值，可以判断该传感器是否异常；3）重新启动传感器。去除不健康的传感器，或加入健康的传感器到卡尔曼滤波器中。实际情况下，在加入健康的传感器时需要考虑信号

的抖动问题。

(3) 测量延时。实际情形中传感器提供信息的频率各不相同,而且也不可能是整倍数的关系。不仅如此,测量本身也存在未知延迟。因此需要设计新的滤波算法考虑信息的延迟。

3.4 可控性和抗风性评估问题

3.4.1 可控性

由式 (3) (4) (5), 可以得到如下的多旋翼悬停模型

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{B} \underbrace{(\mathbf{F} - \mathbf{G})}_{\mathbf{u}} \quad (11)$$

其中 $\mathbf{F} = [f \quad \boldsymbol{\tau}^T]^T$, $\mathbf{G} = [mg \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$ 。而根据多旋翼系统几何布局, 旋翼拉力 \mathbf{T} 与系统总拉力/力矩之间的映射关系为

$$\mathbf{F} = \mathbf{M}'_n \mathbf{T}$$

其中 \mathbf{M}'_n 表示归一化控制效率矩阵 (可以由类似式 (2) 中的 \mathbf{M}_4 归一化得到), 而 \mathbf{T} 表示每个螺旋桨的拉力大小 $T_i = c_T \omega_i^2$ 组合成的向量。在实际中由于每个旋翼只能提供单方向的拉力, 比如 $T_i \in [0, K_i]$, $i = 1, \dots, n$, 所以拉力合成的向量受到如下约束

$$\mathbf{T} \in U = \bigcap_{i=1}^n [0, K_i]$$

其中 $K_i > 0$, $i = 1, \dots, n$ 。系统 (11) 的可控度分析与经典的可控度分析方法有所不同, 因为 0 点不是 U 的内点, 如图 10 所示。

对于这种情况, 我们有如下的充要条件。

定理 1^[9]. 系统 (11) 可控的充要条件为: (1) 可控性矩阵 $\mathbf{C}(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ 满秩; (2) 不存在 \mathbf{A}^T 的实特征向量 \mathbf{v} 使得 $\mathbf{v}^T \mathbf{B} \mathbf{u} \leq 0$ 对所有的 $\mathbf{u} \in U$ 成立。

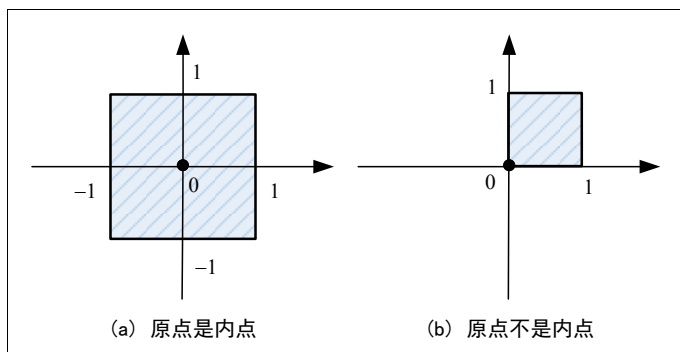


图 10 原点是否为内点

在研究中, 笔者采用正可容度理论, 严格证明解决了行业内的一个困惑^{[10][11]}: 如图 11 所示, 对于大多数六旋翼, 如果一个螺旋桨失效, 整个飞行器无法定姿定点悬停 (这种情况可以盘旋飞行在空中)。图中 PNPNP 用来表示标准布局, 其中 P 表示旋翼顺时针旋转, N 表示旋翼逆时针旋转。

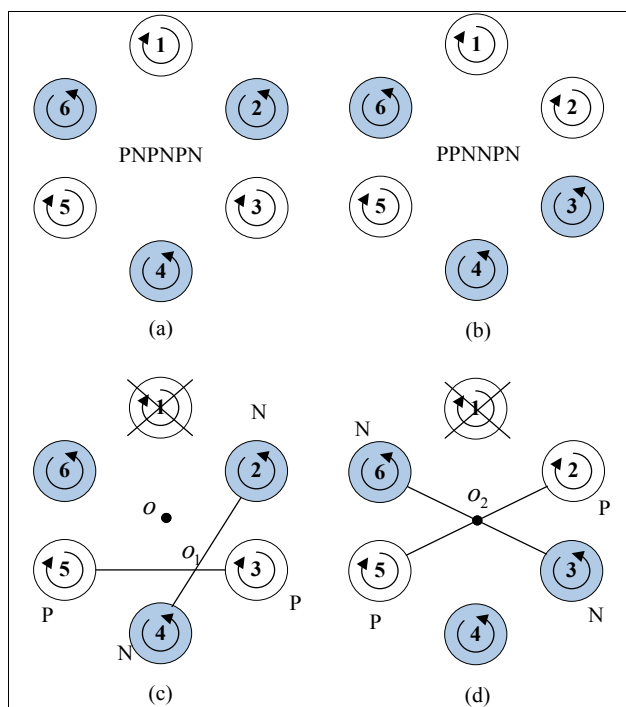


图 11 (a) 标准旋翼布局 PNPNP, (b) 新旋翼布局 PPNNPN, (c) PNPNP 型六旋翼 1 号动力单元失效, (d) PPNNPN 型六旋翼 1 号动力单元失效。

需要指出的是, PNPNP 型六旋翼在任意旋翼失效时会不可控, 即靠任何控制器都不能维持悬停。这个结论有些反常识, 因为六旋翼停一个电机不应该成为五旋翼了么。另外, PPNNPN 型六旋翼在某些

关键旋翼失效时仍然会不可控。比如：如果 PPNNPN 型六旋翼的 5 号旋翼失效，则系统不可控。下面我们将深入分析 PNPNNPN 型与 PPNNPN 型六旋翼的构型的物理特性。对于 PPNNPN 型，如果有一个旋翼（5 号 6 号旋翼除外）失效，剩余的 5 个旋翼仍然可以构成一个基本的四旋翼构型（见图 11 (d)），并且这个四旋翼构型关于中心对称。相反地，如果 PNPNNPN 型六旋翼有一个旋翼失效，虽然剩余的 5 个旋翼仍然可以构成一个基本的四旋翼构型，但是这个四旋翼构型并不是关于中心对称的（见图 11 (c)）。因此，PPNNPN 型系统在大多数旋翼失效时，仍然能够提供控制飞行器所需要的拉力和力矩，而 PNPNNPN 型系统却不行。

有研究者针对四旋翼进行了一些极限情况下的控制，比如令四旋翼分别停机一到三个螺旋桨^[12]。按以上的可控性分析，是不可控的，也就是四旋翼不能悬停在定点。这并不能说明，四旋翼不能停在空中。文章[10]设计了新的平衡状态，比如做圆周运动等。在新的平衡状态下，四旋翼的运动模型发生了改变。通过可控性分析，得出在新的平衡状态下是可控的。因此，这再次说明，讨论可控性一定要明确平衡态。

3.4.2 抗风性

目前传统的可控性都要求转移到原点，可控度（或可达集）研究能到达原点的初值集合。在这种思路下，首先需要配平系统，使得平衡点在原点。然而，这显然与研究存在随机干扰情况下的抗风能力有些差别。比如：在某些风场条件下，多旋翼飞行器会发生姿态倾斜，来抵抗风的扰动，这时飞行器不可能回到原点或者在原点周围做些随机的小幅震荡。这对于抗风能力的研究不太合适。可以研究从原点出发，在给定随机扰动和最优的控制方式下，在规定时间内，系统始终能维持在期望状态空间的概率。得到结果后，可以划分抗风等级。比如：五级风下，在给定时间范围内，某多旋翼能够维持在期望状态空间的概率为 99%，那么我们认为该飞行器能够抗五级风。

3.5 飞行稳定控制和跟踪问题

3.5.1 正常情况

如图 12 所示，多旋翼的底层控制可以分为四个层次，分别为位置控制、姿态控制、控制分配和电机控制。

- (1) 位置控制。利用期望的飞行器空间三维坐标 \mathbf{p}_d ，解算出期望的滚转角 ϕ_d 、俯仰角 θ_d 和总拉力 f_d 。
- (2) 姿态控制。利用 ϕ_d ， θ_d ， ψ_d 解算出控制力矩 τ_d 。
- (3) 控制分配。分配 n 个电机的期望转速 $\omega_{d,k}$ ， $k = 1, 2, \dots, n$ ，以达到期望的输入量 f_d ， τ_d 。
- (4) 电机控制。利用 $\omega_{d,k}$ 解算出控制每个电机的输入油门 $\sigma_{d,k}$ ， $k = 1, 2, \dots, n$ 。

将四个层级的控制进行整合，便完成了多旋翼底层控制，闭环框图如图 13 所示。它基本是按照 2.2 节中的线性模型来进行设计的。由于多旋翼的动力学系统是一个欠驱动系统，系统有六个输出（位置 \mathbf{p} 和姿态角 $\boldsymbol{\theta}$ ），却只有四个输入（总拉力 f 和三轴力矩 $\boldsymbol{\tau}$ ）。因此，系统只能跟踪四个期望指令（ \mathbf{p}_d ， ψ_d ），剩余的

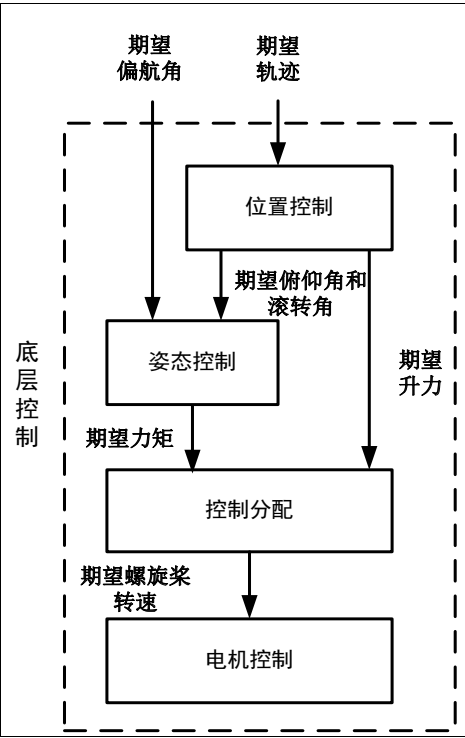


图 12 多旋翼底层控制层次

两个变量 (ϕ_d, θ_d) 其实是由期望指令 \mathbf{p}_d, ψ_d 决定了。设计多旋翼飞行控制器，一般采用内外环的控制策略，其中内环对多旋翼飞行器姿态角进行控制，而外环对多旋翼飞行器的位置进行控制。由内外环控制实现多旋翼飞行器的升降、悬停、侧飞等飞行模式。

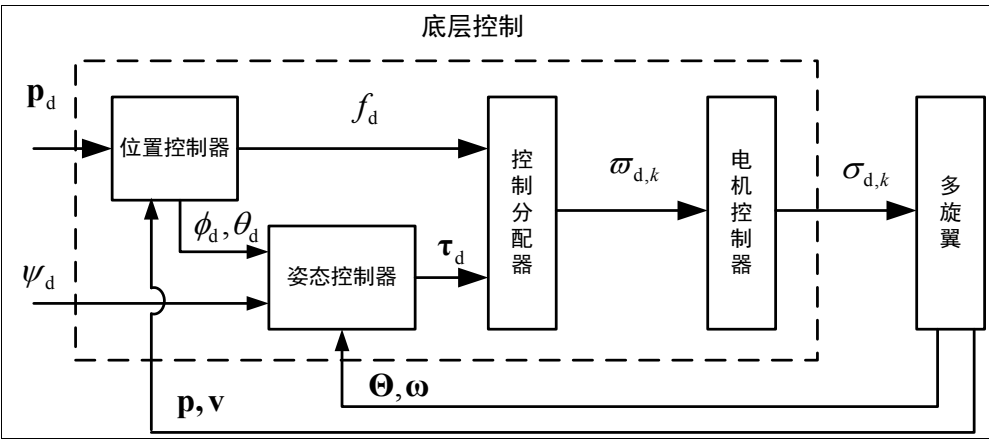


图 13 位置控制器给出期望欧拉角情况下多旋翼全自主控制闭环框图

多旋翼控制器的设计基于特定的控制要求,在不同的控制要求下需要选用不同的数学模型和控制方法。多旋翼数学模型有众多表示形式,不同表示形式有各自的使用范围及优缺点,在实际控制中需要进行合理选择。不同的数学模型也对应着不同的控制器设计方法。此外,由于位置控制与姿态控制一般采用内外环的控制方法,所以在设计控制器时注意位置模型与姿态模型选用的前后一致性,以及与相应控制方法的一致性。比如:采用传统的欧拉角控制,控制器内部需要做大量的饱和限制,比如期望姿态角往往需要限制大小,否则不满足小角度假设,那么 2.2 节中的线性模型也不再成立了;又比如姿态控制选用旋转矩阵表示的姿态模型时,位置控制最好能直接给出期望的旋转矩阵,而不是期望的欧拉角。这时多旋翼飞行器可以做一些很大机动的飞行^[13]。多旋翼的控制器设计是相互嵌套的,内环的响应要快于外环,最终的控制系统包含多个闭环反馈,各部分相互协调共同实现多旋翼的飞行控制。除了一般的控制之外,多旋翼飞行器通常面临着风扰动或者增加载荷,因此要设计鲁棒的姿态控制算法^{[14][15]}。进一步,要考虑各种约束条件下的轨迹跟踪和路径跟随等^{[16][17]}。

3.5.2 故障情况

有螺旋桨失效时,在某些平衡点是不可控(不可达)的,这在 3.4.1 节已经提到过。在这种情况下,如何保障飞行安全非常有意义,特别是对于图 5 所示的载人多旋翼。有研究者针对四旋翼^[10]进行了一些极限情况下的控制,比如令四旋翼分别停机一到三个螺旋桨。这是因为针对特定故障设计了新的平衡状态,比如做圆周运动等。实际情况下,故障可能多种多样,不能穷举,更重要的是我们不可能设计如此多的控制器来针对每个单点故障。如何设计统一的控制框架能够抑制故障带来的扰动,并且能够在系统不可控的情况下整个飞行器控制系统缓慢失效,这是我们最终的目标。

对于多旋翼来说,在出现失效时,俯仰角、滚转角、高度速度的控制要比偏航角、水平位置要重要得多。因为前者决定垂直方向上的速度,这些进一步影响因飞行器下降而造成的损失。也就是说每个状态的重要性是不相同的。目前的开源飞控已经考虑到这种情况,在控制分配的时候给重要的通道分配了更多的权限,让更多的控制量为重要的状态控制服务。对于四旋翼来说,如果一个螺旋桨停转,飞行器会开始盘旋,而不会立刻摔机。这为达成我们刚才提到的目标给出了很好的启示,同时也引发了一些有意思的问题:

- 1) 对于多旋翼飞行器来说,如何定义重要安全状态或者状态的组合作为新的安全状态?
- 2) 如何分配通道的权限能最大限度提高飞行器的安全性?
- 3) 如果将飞行器系统可用性定义为:高度速度控制到 0,其余状态有界。那么如何判断一个系统的可用性?

3.6 集群飞行控制问题

3.6.1 控制问题

多旋翼全自主控制结构如图 14 所示,包括任务决策和路径规划。多旋翼的路径规划是指,在特定约束条件下,寻找满足多旋翼机动性能及飞行环境信息限制的、从起始点到目标点的最优飞行轨迹。它是多旋翼任务决策的关键技术,也是多旋翼实现自主飞行的技术保障。其主要功能有:在飞行前,帮助任务规

划人员为即将执行任务的多旋翼选择一条最优的路径；在飞行过程中，能够在一定程度上根据现场情况进行在线路径重规划。规划出来的路径作为飞行器飞行的参考路径，引导飞行器在控制律的作用下，完成飞行任务。在不考虑任何约束条件时生成一条从起始点到终点的路径并不难。规划可以是离线的，也可以是在线的。离线规划需要事先了解情形，一般用于粗略规划。实际中，会出现变化的情形或突发情况，比如：飞行器与飞行器之间相互成为障碍，以及一些障碍物被在线检测出来。那么这个时候还需要做一些细的在线规划。

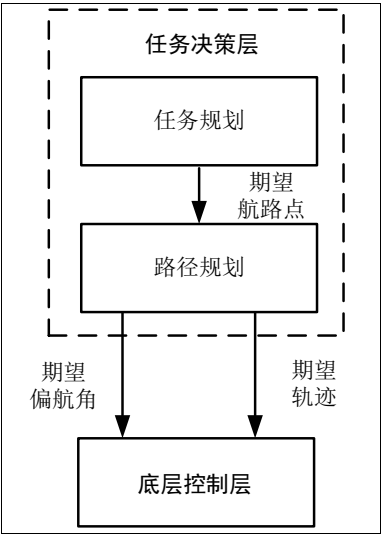


图 14 多旋翼全自主控制层次

实际情形中路径规划要考虑许多约束条件，来自于飞行器本身或环境中的障碍物。这里每架多旋翼自身约束可以建模如式（8），控制饱和代表了它的机动性约束。除此之外，如图 15 所示，由于每架飞机的检测范围有限，它可能只知道检测区域内的障碍，或者由于计算量的原因它只需要知道区域内的障碍。

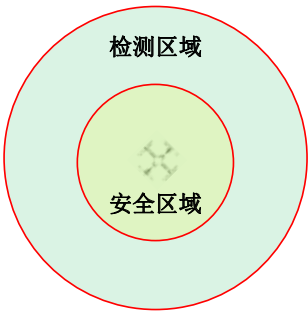


图 15 多旋翼的安全区域和检测区域

以上的介绍可以是单个多旋翼，也可能是多个多旋翼。下面简要介绍常见多个多旋翼的飞行控制问题，即编队控制（Formation Control）问题[18][19]和自由飞行（Free Flight）[20][21]控制问题。对于编队控

制问题,这样多个多旋翼的连接并非全连通,会呈现不同的网络结构。通常考虑固定数目多旋翼能够组成一定的队形,进行飞行,比如:平昌冬季奥运会的多旋翼编队表演。因为通常位于开阔空域,通常不考虑静态障碍,只需考虑飞行器与飞行器之间的防相撞。自由飞行问题并不需要考虑某个队形结构,每个个体能够达成某个目标即可,但需要考虑多旋翼数目是动态变化的。自由飞行通常在低空,因此还需要考虑静态障碍和飞行期间防撞问题等。因此,对于自由飞行问题,目标是设计每架飞机都遵守的一种普适性协议,不随飞机数目和场景的变化而改变。

无论对于编队控制还是自由飞行,需要考虑决策是集中式还是分布式的,决策方案是否可以适应不同数目的飞行器和场景,决策方案是否简单可靠、通信范围带来的连接拓扑约束、通信延迟和缺失带来的对周围情况信息的延迟和缺失,飞行器的机动性约束等等。不仅如此,还需要考虑一些极端情况如何决策等问题,比如:由于某些原因,一架多旋翼已经进入另外一架多旋翼的安全区域。

3.6.2 碰撞概率评估

以上的编队控制或自由飞行研究中,控制器设计会让飞行器与飞行器不进入对方的安全区域。然而,在实际过程中,通信延迟和缺失而会带来多旋翼对周围情况信息的延迟和缺失,另外多旋翼精度估计会发生偏差,同时一些传感器会失效。如果对这些因素严格考虑,那么安全区域半径将变得很大。这使得同一空域中的飞行器变少,也不满足一些编队和自由飞行的要求。因此,安全半径一般可以通过碰撞概率来设计。那么如何计算两个多旋翼的碰撞概率,如何设计安全半径,以及如何估计最终任务的碰撞概率是需要研究的问题。

3.7 健康评估和失效保护问题

航空事故造成的社会负面影响十分巨大。因此,为了保障飞行安全,在飞行器设计和测试方面应该付出更多的努力。影响安全的事件主要包括通信、传感器和动力系统三方面。在飞行前和飞行过程中,都有许多基于模型和数据驱动的方法来检测系统不健康行为或部件^{[22][23]}。一旦检测到不健康的事件发生,就需要进行失效保护,以保障飞行安全。如图 16 所示,该失效保护由扩展有限状态机表示,其中 C_i 表示转移条件,它由健康事件和人工输入事件等共同决定。对于一个商业化的飞控软件,大多数的代码是围绕着意外事件以及小概率极端事件展开的。安全问题的研究工作任重道远。对于多旋翼的控制精度,99.9%的精度到 99.99% 的精度意义可能毫无必要;但是安全水平的概率从 99.9%到 99.99%将是一个质的飞跃。民航要求发生重大事故的概率为每飞行小时 10^{-9} 。这个概率相当于“如果某个人每天坐飞机,那么要好几千年才能遇到一次空难”。民航飞机需要经过严格的适航审查,满足适航性,才能在空中飞行。就作者目前所知,小型多旋翼时常“坠机”。那么,如何做到高可靠性是一个永远值得探讨的课题。作为研究,至少有以下理论问题有待解决:

(1) 安全状态分类。不安全事件分类标准的完备性是未知的。通常以部件失效来划分和列举不安全事件,如 GPS 失效和磁罗盘失效等。是否有一种最好的分类方式使其能最大范围地包括不安全问题?

(2) 转移条件设计。多旋翼决策状态机包含了很多转移条件,每个条件都十分复杂,多数靠经验来设计。怎样设计转移条件,提高飞行安全性?

(3) 健康评估和预测。给定多旋翼的决策状态机，且假设已知单个不安全事件的发生概率，如何推断出多旋翼灾难性事故发生的概率？进一步，如何更准确、及时地预测部件故障的发生，并评估多旋翼健康？

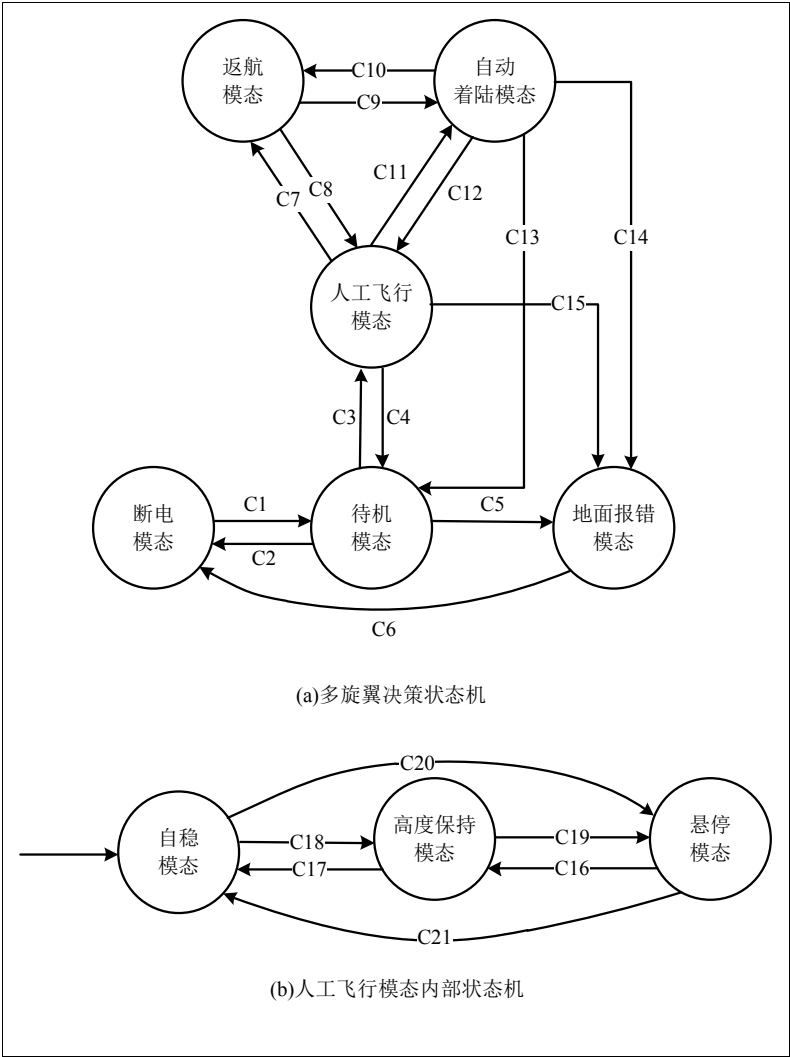


图 16 旋翼决策状态机

4. 多旋翼飞行器是控制实践的试金石

由以上介绍可知，多旋翼飞行器麻雀虽小，但五脏俱全。它横跨力学、机械工程、仪器科学与技术、电气工程、电子科学与技术、信息与通信工程、控制科学与工程、计算机科学与技术等八个一级学科，其中控制科学与工程最为重要。

- (1) 对于多旋翼飞行器系统,涉及到多旋翼飞行器本身,地面站或者遥控器(信息与通信工程),还涉及到无人机操控员。我们希望通信链路稳定可靠,并且不希望被黑客攻破。也有研究者通过检测通信链路,追踪遥控多旋翼的操控员,从而查处违法飞行。
- (2) 多旋翼飞行器本身涉及硬件(电子科学与技术)。我们希望电子电路稳定可靠,不受外界辐射影响,同时计算资源丰富,但功耗和重量越小越好。
- (3) 它涉及软件,一般需要操作系统来管理飞行器上的方方面面(计算机科学与技术)。比如:目前开源飞控PX4是基于NuttX实时操作系统进行,可以并行开发和验证。
- (4) 在设计上,需要考虑材料、布局 and 结构(力学、机械工程),还要考虑动力系统选型(力学、电气工程)等。我们希望结构轻而稳固,希望螺旋桨和电机匹配,能达到最高效率。
- (5) 在状态估计上需要考虑多个传感器,如GPS、陀螺仪、加速度计、磁力计、气压计、超声波测距仪、光电传感器(仪器科学与技术)等的信号不同步、采样周期不相同以及延迟带来的问题,需要处理传感器异常,以及最终鲁棒地以高性能估计相应状态。
- (6) 因为多旋翼是一个不稳定、非线性、欠驱动和动作器控制量受限系统(控制科学与工程),然而它不像固定翼和直升机那样有那么多气动问题,降低了分析和控制难度,让一般非航空院校的学生或者工程师能迅速介入,因此它是研究空中运动体控制的绝佳平台。
- (7) 多旋翼价格便宜而且飞行实验简单,较为容易得到大量相关飞行数据,这为多旋翼飞行器的健康评估提供了绝佳的前提条件。

多旋翼飞行器这些特点可以为相应学科方法测试提供看得见摸得着的实践,特别是控制方面的实践。对于高校或研究所来说,多旋翼飞行器系统是一个非常好的研究平台。另外,它也在人才教育上有着非常重要的意义。在组织整体开发时,它是一个系统工程,对学生或工程师来说有很大挑战。传统飞行器开发都集中在航空航天院所,具有人员多、分工细、经验多和资源多等特点。相比起来,新形势下,学校或公司开发多旋翼通常面临人员少、一肩挑、经验少、资源少等困难。这就要求少数工程师团队能够掌握布局和结构设计、动力系统设计、控制模型建立、状态估计、控制器设计、路径规划决策逻辑、健康评估和失效保护设计等理论知识。不仅如此,还需要会操作系统、软件编写、代码调试以及试飞实验等,这就需要高校能够培养复合型人才。通过多旋翼飞行器这个平台,可以培养自动化专业的复合型人才,提升其软件开发能力、分析能力、算法设计能力、管理能力以及展示能力。多旋翼飞行器本身也在工业界很实用,它能较好对接研究教学和实际应用,对学生来说也很有吸引力。最后,回到目前高校本科重视的工程教育认证标准^[24]。因为多旋翼飞行器系统属于复杂工程问题,它完全覆盖工程教育认证标准的所有内容。下面选择主要的几点进行说明。

- (1) 工程知识。多旋翼各类需求的建模以及滤波、控制和决策算法设计“能够将数学、自然科学、工程基础和专业知识用于解决复杂工程问题”。
- (2) 问题分析。多旋翼建模和算法设计以及调试“能够应用数学、自然科学和工程科学的基本原理,识别、表达、并通过文献研究分析复杂工程问题,以获得有效结论”。
- (3) 设计/开发解决方案。多旋翼整个系统设计以及测试飞行体现“将能够设计针对复杂工程问

题的解决方案,设计满足特定需求的系统、单元(部件)或工艺流程”。因为多旋翼飞行器的危险性,需要遵守相关法律法规,进行合法测试和飞行,可以体现“并能够在设计环节中体现创新意识,考虑社会、健康、安全、法律、文化以及环境等因素”。

- (4) 研究。多旋翼建模和算法设计体现“能够基于科学原理并采用科学方法对复杂工程问题进行研究,包括设计实验、分析与解释数据、并通过信息综合得到合理有效的结论”。
- (5) 使用现代工具。在多旋翼系统开发过程中,需要很多工具,比如机体设计分析工具、流体分析软件、力学测试工具,操作系统,算法设计工具,还可能包括半物理仿真工具等快速原型开发工具等。这可以体现“能够针对复杂工程问题,开发、选择与使用恰当的技术、资源、现代工程工具和信息技术工具,包括对复杂工程问题的预测与模拟,并能够理解其局限性”。
- (6) 工程与社会。需要设计者有一定的创新能力,挖掘多旋翼飞行器的应用场景。这能体现“能够基于工程相关背景知识进行合理分析,评价专业工程实践和复杂工程问题解决方案对社会、健康、安全、法律以及文化的影响,并理解应承担的责任”。
- (7) 个人和团队。多旋翼飞行器开发一般需要一个小型团队,这正好满足“能够在多学科背景下的团队中承担个体、团队成员以及负责人的角色”这一需求。
- (8) 沟通。对于多旋翼作品的展示,需要学生有相应的能力。这能够体现“就复杂工程问题与业界同行及社会公众进行有效沟通和交流,包括撰写报告和设计文稿、陈述发言、清晰表达或回应指令。并具备一定的国际视野,能够在跨文化背景下进行沟通和交流”。

5. 结论

多旋翼飞行器在操控性、可靠性和勤务性上有着其他飞行器不可比拟的优势,使其作为一个空中平台,在各个领域表现出卓越的优势,吸睛无数。多旋翼飞行控制系统是一个典型的非线性系统,具有欠驱动和强耦合等特点。多旋翼飞行器控制模型相比其他运动体控制模型有两点不同:1)总拉力方向始终与机体平面垂直方向一致并且向上;2)控制效率矩阵随着旋翼个数和布局方式而改变,每个旋翼通常只能产生一个方向的拉力,而且大小受限。与处理其他飞行控制问题类似,模型被解耦和线性化。这使得整个控制变得简单、直观。基于半自主自驾仪,还可以得到更加简单的控制模型。基于这些模型,可以展开以下问题的研究:机体设计问题,动力系统设计问题,状态估计问题,可控性和抗风性评估问题,飞行稳定控制和跟踪问题、集群飞行控制问题、健康评估和失效保护问题等。多旋翼飞行器系统可以为相应学科方法测试提供看得见摸得着的实践,特别是控制实践。对于高校或研究所来说,多旋翼飞行器系统是一个非常好的研究平台。除此之外,它也在人才教育上有着非常重要的意义。

6. 致谢

感谢北京航空航天大学霍伟教授提出的宝贵意见。

参考文献

- [1] Johansen T A and Fossen T I. Control allocation—a survey. *Automatica*, 2013, 49(5): 1087–1103.
- [2] Bristeau P J, Martin P, Salaun E, Petit N. The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV. *European Control Conference (ECC)*, 2009. 683–688.
- [3] Shi D, Dai X, Zhang X, and Quan Q. A practical performance evaluation method for electric multicopters. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2017, 22(3): 1337–1348.
- [4] Dai X, Quan Q, Ren J and Cai K–Y. Efficiency Optimization and Component Selection for Propulsion Systems of Electric Multicopters. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 接收待出, DOI: 10.1109/TIE.2018.2885715.
- [5] Dai X, Quan Q, Ren J and Cai K–Y. An Analytical Design Optimization Method for Electric Propulsion Systems of Multicopter UAVs with Desired Hovering Endurance. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2019, 24(1): 228–239.
- [6] Müller P C, Weber H I. Analysis and optimization of certain qualities of controllability and observability for linear dynamical systems. *Automatica*, 1972, 8(3): 237–246.
- [7] Mahony R, Hamel T, Pflimlin J M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2008, 53(5): 1203–1218.
- [8] Riseborough P. Application of data fusion to aerial robotics [Online], available: https://wiki.dronecode.org/_media/elc06.riseborough_elc.pdf, February 11, 2018.
- [9] Brammer R F. Controllability in linear autonomous systems with positive controllers. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 1972, 10(2): 779–805.
- [10] Du G X, Quan Q, and Cai K–Y. Controllability analysis and degraded control for a class of hexacopters subject to rotor failures. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2015, 78(1): 143–157.
- [11] Du GX, Quan Q, Cai K–Y. Controllability analysis for multirotor helicopter rotor degradation and failure. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2015, 38(5): 978–984.
- [12] Mark W M, and Raffaello D A. Relaxed hover solutions for multicopters: Application to algorithmic redundancy and novel vehicles. *The International Journal of Robotics Research*, 2015, 35(8): 873–889.
- [13] Lee T, Leoky M, and McClamroch N H. Geometric tracking control of a quadrotor UAV on SE (3). 49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC), 2010.
- [14] Zhang R, Quan Q, Cai K–Y. Attitude control of a quadrotor aircraft subject to a class of time-varying disturbances. *IET Control Theory & Applications*, 2011, 5(9): 1140–1146.
- [15] Quan Q, Du G–X, Cai K–Y. Proportional–integral stabilizing control of a class of MIMO systems subject to nonparametric uncertainties by additive–state–decomposition dynamic inversion design. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2016, 21(2): 1092–1101.
- [16] Cabecinhas, D, Cunha R, and Silvestre C. A globally stabilizing path following controller for rotorcraft with wind disturbance rejection. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2015, 23(2): 708–714.
- [17] Hespanha J P. Trajectory–tracking and path–following of underactuated autonomous vehicles with parametric modeling uncertainty. *IEEE Transactions*

- on Automatic Control, 2007, 52(8): 1362–1379.
- [18] Kushleyev A, Mellinger D, Powers C, Kumar V. Towards a swarm of agile micro quadrotors. *Autonomous Robots*, 2013, 35(4): 287–300.
- [19] Dong X, Yu B, Shi Z, Zhong Y. Time-varying formation control for unmanned aerial vehicles: theories and applications. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2015, 23(1): 340–348.
- [20] Paielli R A, Erzberger H. Conflict probability estimation for free flight. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1997, 20(3): 588–596.
- [21] Hoekstra J M, van Gent R N H W, Ruigrok R C J. Designing for safety: the ‘free flight’ air traffic management concept. *Reliability Engineering & System Safety*, 2002, 75(2): 215–232.
- [22] Zhao Z, Quan Q, Cai K–Y. A health evaluation method of multicopters modeled by stochastic hybrid system. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68: 149–162.
- [23] Zhao Z, Quan Q and Cai K–Y. A health performance prediction method of large-scale stochastic linear hybrid systems with small failure probability. *Reliability Engineering and System Safety*, 2017, 165: 74–88.
- [24] 工程教育认证标准[Online], available: <http://www.ceeaa.org.cn/main!newsList4Top.w?menuID=01010702>, February 11, 201