



多旋翼飞行器设计与控制

第十四讲 健康评估和失效保护

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



未雨绸缪



核心问题

影响安全的事件有哪些？

如何处理这些事件？



大纲

1. 决策层的目的和意义
2. 安全问题
3. 健康评估
4. 失效保护
5. 安全决策实现
6. 本讲小结





1. 决策层的目的和意义

分模式决策的意义：

1. **使过程受控**。由于多旋翼需要与人交互，故将多旋翼的行为划分成不同的简单的模式，能够让人在多旋翼飞行过程中掌握飞行器的行为，确定飞行器当前状态。
2. **适应不同的飞行任务**。在手动和自动模式的切换时，多旋翼的模式也应该相应改变，从而使控制器适应不同的控制方式。
3. **适应不同的异常情况**。在多旋翼飞行时，传感器、通信、动力等都可能出现失效的情况。当出现失效情况时，通过多旋翼的模式转换，切换到合适的目标和控制器，保障飞行器安全。
4. **更好地映射出用户需求**，同时也可以方便需求方和实施方理解。



2. 安全问题

在多旋翼起飞前、飞行中都存在影响多旋翼安全的问题，这些安全问题与多旋翼决策存在着紧密的联系。在这里，主要考虑以下四个方面：

1. 通信故障(Communication Breakdown)
2. 传感器失效(Sensor Failure)
3. 动力系统异常(Power System Anomaly)
4. 参数配置错误(Parameter Configuration Mistake)



2. 安全问题

□ 通信故障

通信故障主要是指遥控器（Remote Controller, RC）与多旋翼之间、地面站（Ground Control Station, GCS）与多旋翼之间无法正常通信。该类故障主要分为三个方面：

(1) 遥控器未校准

遥控器未校准是指多旋翼在第一次飞行之前，飞控手未对遥控器进行校准，即没有让多旋翼“**知道**”遥控器每个摇杆和开关的具体作用。若未对遥控器进行校准，则在多旋翼飞行过程中其飞行控制系统无法识别用户的指令，甚至可能识别错误的指令导致飞行事故。



2. 安全问题

□ 通信故障

(2) 遥控器失联

遥控器失联是指在多旋翼起飞前或飞行过程中，遥控器和机载信号接收器无法正常通信。若使用遥控器控制多旋翼飞行，遥控器失联将导致多旋翼不受控制，产生安全问题。

(3) 地面站失联

地面站失联是指在多旋翼起飞前或飞行过程中，地面站与多旋翼无法正常通信。若多旋翼需要完成设定任务，则地面站失联将导致多旋翼无法获取任务点，导致任务无法完成。



2. 安全问题

□ 传感器失效

传感器失效主要是指多旋翼上机载传感器测量不准确，无法正常工作，等等。这里介绍四种传感器失效。

(1) 气压计(Barometer)失效

气压计失效会导致多旋翼无法准确测量飞行高度，气压计失效主要体现在两个方面：

1) 气压计硬件失效；

2) 气压计和其他高度测量传感器（超声波测距模块等）对高度的测量结果不一致。



2. 安全问题

□ 传感器失效

(2) 电子罗盘(Compass)失效

电子罗盘失效会导致多旋翼无法控制飞机朝向，即无法有效控制偏航通道。

电子罗盘失效问题主要体现在五个方面：

- 1) 电子罗盘硬件失效；
- 2) 电子罗盘未校准；
- 3) 电子罗盘偏移量过高（通常是因为在电子罗盘附近存在金属物体）；
- 4) 区域磁场过高或过低（高于或低于期望值的35%）；
- 5) 自驾仪中电子罗盘指向与外置电子罗盘（可能是单独的模块，也可能是与GPS封装在一起的模块）指向不同（指向偏差大于45度，通常是因为存在电子罗盘未校正）。



2. 安全问题

□ 传感器失效

(3) GPS失效

GPS失效是指GPS模块无法精确测量位置信息，导致多旋翼无法完成设定航路或者定点悬停。多旋翼在失去了GPS模块返回的位置信息之后，仅能依靠惯性传感器给出约10秒的较为精确的位置信息，之后会发生较大的位置测量误差。

(4) 惯导系统(Inertial Navigation System)失效

惯导系统失效是指陀螺仪和加速度计无法正确给出姿态角和姿态角速率。主要体现在：

- 1) 硬件故障；
- 2) 未校准；
- 3) 不同的陀螺仪和加速度计测量不一致



2. 安全问题

□ 动力系统异常

动力系统异常主要指**电池**失效，以及**电调**、**电机**和**桨**的硬件故障导致的动力单元失效。

(1) 电池失效。通常是由于电池电量不足或者电池寿命减少导致的多旋翼供电不足。

(2) 电调故障。主要表现在两个方面：1) 电调无法正确识别自驾仪给出的PWM指令；2) 电调无法给电机提供正确的输出电压。

(3) 电机故障。主要表现在一定的输入电压下，输出不正确的转速。

(4) 螺旋桨失效。桨的故障主要表现在桨叶松动，桨叶磨损和折断等。



2. 安全问题

□ 动力系统异常

对于微小型多旋翼飞行器来讲，在飞行过程中出现执行器失效的可能性相对较小。该类失效通常发生在由于飞控手**不正当操作导致摔机**之后，

1) 电机和桨由于强烈碰撞导致硬件遭到破坏，

2) 也可能可能会出现电调的连接线接触不良；

也可能长时间高电流工作，散热不好，**电机温度较高而发生消磁。**



2. 安全问题

□ 参数配置错误

多旋翼参数配置错误主要是指用户对自驾仪相关参数配置错误。比如，姿态角的PID控制各参数，故障保护阈值，滤波器系数等等。



3 健康评估

健康评估 (Health Evaluation) 是通过监测并分析系统的性能数据，**评估系统当前的工作状态是否正常，以及系统在未来一定时间段内是否存在异常或潜在的故障。**本讲不去具体区分健康评估和故障检测上的概念。健康评估是监测多旋翼安全问题的重要手段，主要包括两个方面：飞行前健康检查（离线）和飞行中健康评估（在线）。



3 健康评估

□ 飞行前健康检查

在用户尝试解锁多旋翼时，自驾仪自动对以上十一项进行检查。若有一项不通过，则自驾仪给出相应提示音（若地面站与多旋翼已连接，则会在地面站提示自检未通过信息及原因）

序号	检查项	对应安全问题
1	遥控器是否已校准	通信故障
2	遥控器连接是否正常	通信故障
3	气压计是否存在硬件故障	传感器失效
4	电子罗盘是否存在硬件故障	传感器失效
5	电子罗盘是否已校准	传感器失效
6	GPS信号是否正常	传感器失效
7	惯导系统是否已校准	传感器失效
8	加速度计是否存在硬件故障	传感器失效
9	陀螺仪是否存在硬件故障	传感器失效
10	电池电压检查	动力系统异常
11	多旋翼关键参数设置是否正确	参数配置错误



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(1) 通信实时健康评估

针对遥控器与多旋翼的通信健康评估，若**多旋翼持续x秒（比如5秒）未收到来自遥控器的信号**，则认为遥控器与多旋翼失去连接；针对地面站与多旋翼的通信健康评估，若**多旋翼持续x秒（比如5秒）无法接收地面站发出的航路点位置**，则认为地面站与多旋翼失去连接。



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(2) 传感器实时健康评估

除GPS模块之外，其他传感器的实时健康监测通常要求多旋翼处于悬停状态，因为多旋翼在悬停状态下各传感器输出趋于稳定。若多旋翼在悬停时，气压计所获高度值出现较大范围地波动，进而导致多旋翼无法定高，则需要考虑气压计不健康的可能性。若多旋翼出现自转现象，则需要考虑电子罗盘不健康的可能性。若多旋翼出现较大抖动，则需要考虑惯导系统不健康的可能性。



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(2) 传感器实时健康评估

在APM中，给出了电子罗盘和GPS健康评估的方法。

1) 电子罗盘健康评估。

i) 多旋翼返回的mag_field值可以反映来自动力系统的磁场干扰。

ii) 电子罗盘的各个方向的补偿量应该在-150~150之间，若不在此范围之内，则认为电子罗盘存在问题。



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

2) GPS健康评估

对于GPS的健康评估，在多旋翼飞行过程中，利用EKF结合惯性测量单元（IMU）所得数据更新下一步的飞行器位置与GPS得到的飞行器位置相比较，当两个位置的距离小于某阈值时，则认为GPS健康，否则认为不健康。



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

2) GPS健康评估

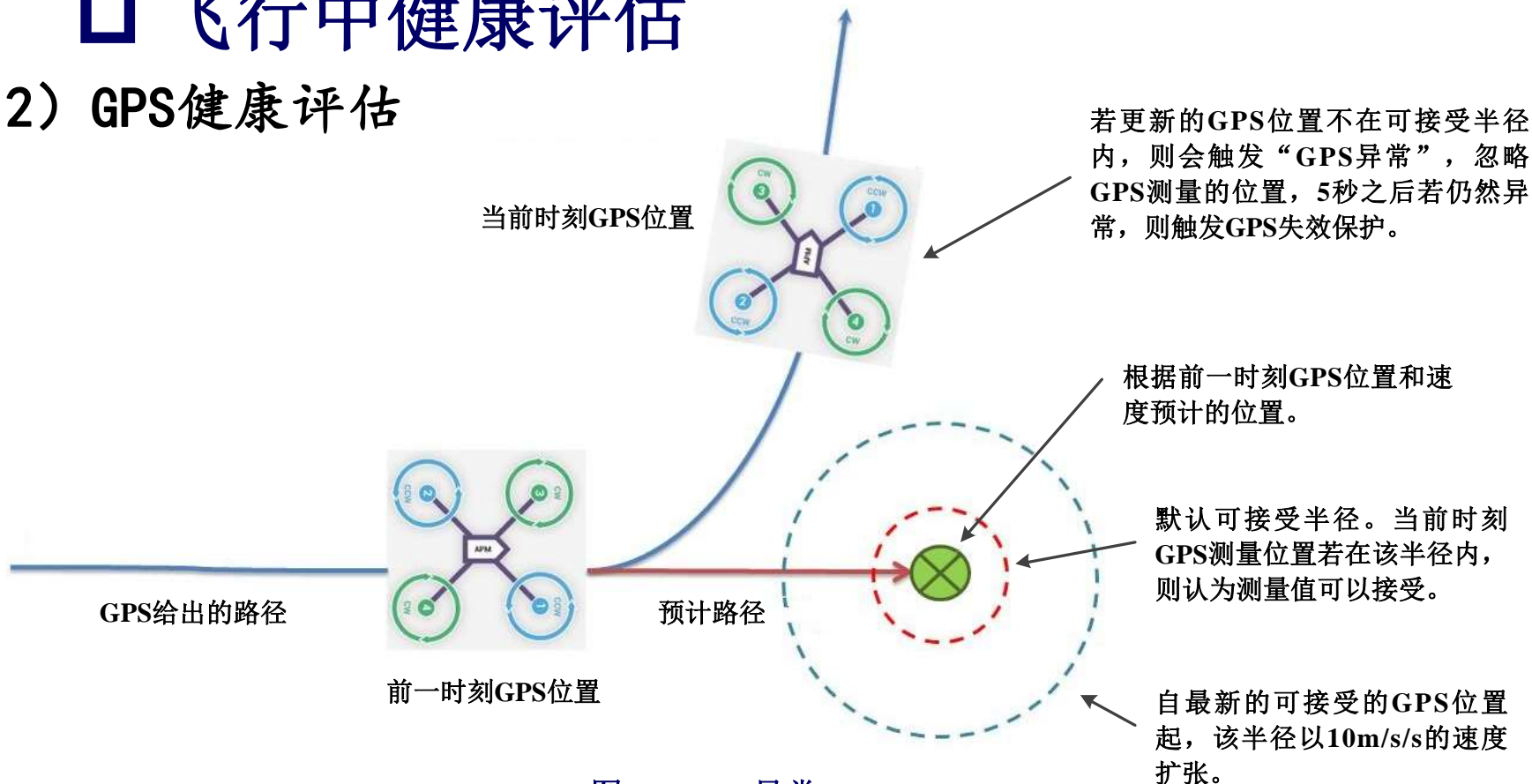


图14.1 GPS异常

<http://ardupilot.org/copter/docs/gps-failsafe-glitch-protection.html#gps-failsafe-glitch-protection>



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

2) GPS健康评估

从飞行参数的角度来讲，可以通过获取“**可用卫星数目值**”和“**水平精度因子 (HDOP) 值**”来判断GPS是否出现差错 (glitch)。若“可用卫星数目值”小于9，则认为GPS失效。若HDOP值大于1.5，则认为GPS失效。



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(3) 动力系统实时健康评估

1) **基于模型的电机和桨的健康评估**（文献中常见的提法是执行器（actuator）健康评估）。

多旋翼模型：

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{B}\mathbf{\Lambda}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{\Gamma}\mathbf{w}_k$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{C}^T \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k$$

$$\mathbf{\Lambda} = \text{diag}(\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_n)$$

效率矩阵：1 健康，
0.5 亚健康，0 不健康

执行器的实时健康评估归结于对效率矩阵的实时估计



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

在这里，利用增广EKF (Augmented-EKF) 的方法实现 $\boldsymbol{\eta}$ 的实时估计。假定 $\boldsymbol{\eta}$ 满足

$$\begin{cases} \boldsymbol{\eta}_{k+1} = \boldsymbol{\eta}_k + \boldsymbol{\xi}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{1,k} \\ \boldsymbol{\xi}_{k+1} = \boldsymbol{\xi}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{2,k} \end{cases}$$

其中， $\boldsymbol{\varepsilon}_{1,k}$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}_{2,k}$ 为高斯白噪声。进一步，增广系统可写为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x}_{k+1} \\ \boldsymbol{\eta}_{k+1} \\ \boldsymbol{\xi}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{B}\boldsymbol{\Lambda}_k \mathbf{u}_k + \boldsymbol{\Gamma}\mathbf{w}_k \\ \boldsymbol{\eta}_k + \boldsymbol{\xi}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{1,k} \\ \boldsymbol{\xi}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{2,k} \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{C}^T & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{k+1} \\ \boldsymbol{\eta}_{k+1} \\ \boldsymbol{\xi}_{k+1} \end{bmatrix} + \mathbf{v}_k$$



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(3) 动力系统实时健康评估。

2) 数据驱动的电机和桨的健康评估。

由叶素理论可知，通过分析机身振动数据的特征可以检测出执行器故障。

这里介绍种基于振动信号的执行器健康监测方法的步骤[1].

[1] Yan J, Zhao Z Y, Liu H X, Quan Q. Fault Detection and Identification for Quadrotor Based on Airframe Vibration Signals: A Data-Driven Method. In: Proceedings of the 34th Chinese Control Conference. Hang Zhou, China: 2015. 6356-6361.



3.2 飞行中健康评估

基于振动信号的执行器健康监测方法的步骤：

步骤1. 给出几种健康状态的划分，也就是健康的类型。
比如：文献中，划分了正常桨叶 $(1, 0, 0)$ ，断桨桨叶 $(0, 1, 0)$ ，切削桨叶 $(0, 0, 1)$ 三种健康类型。

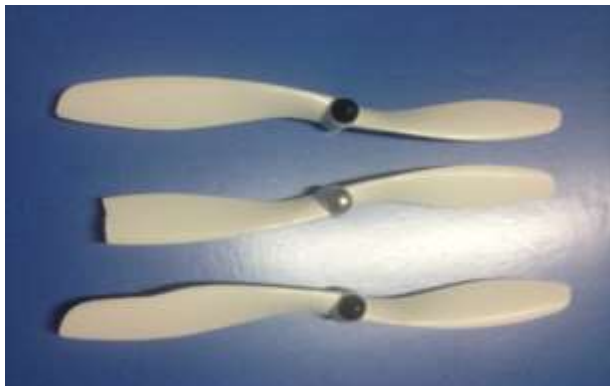


图14.2 桨叶形状（自上至下依次为：正常桨叶，断桨桨叶，切削桨叶）

步骤2. 对于每种情况，做多组实验，可利用多旋翼加速度计获取其俯仰或滚转通道的加速度信号。

步骤3. 利用小波包分解对一个时间段的信号进行处理，获得小波包系数和相应的标准差。以四阶小波包分解为例，对振动信号进行小波包分解可获得16组小波包信号系数，对每一组系数计算其标准差，即可得到的标准差向量，该向量就认为是振动信号的特征向量。



3.2 飞行中健康评估

基于振动信号的执行器健康监测方法的步骤：

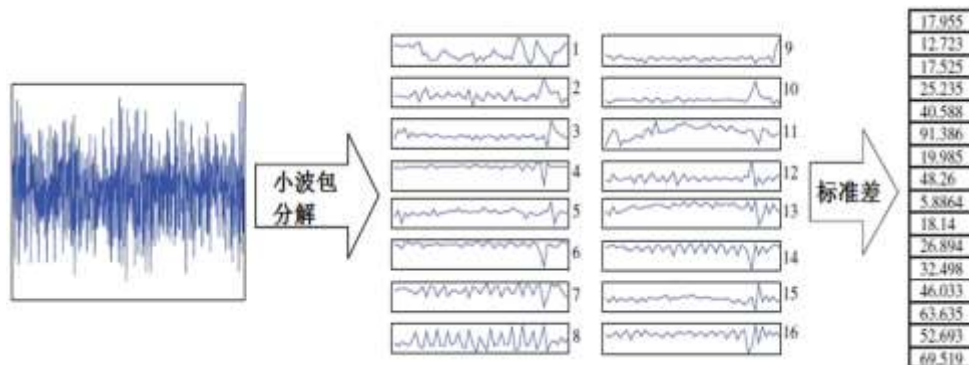


图12.3 小波包分解信号

步骤4. 离线训练人工神经网络作为健康监测器。网络输入为第二步求得的振动信号特征向量，网络输出为该信号对应的健康状态。

步骤5. 利用训练好的人工神经网络进行在线健康监测。将实时采集到的振动信号首先进行小波包分解，并将结果输入到人工神经网络，进一步会输出健康监测结果。



3.2 飞行中健康评估

估计基本正确!

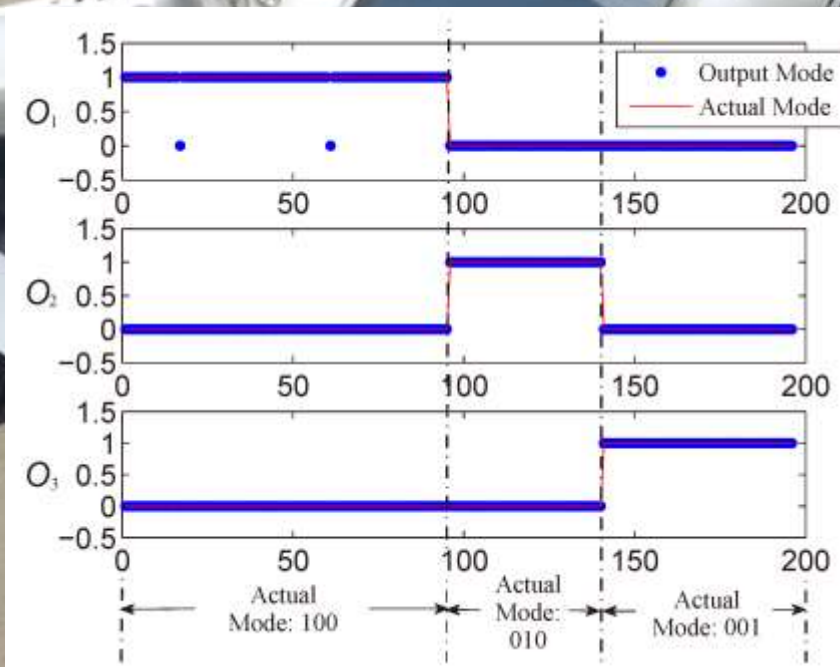


图12.4 第4组实验结果



3 健康评估

□ 飞行中健康评估

(3) 动力系统实时健康评估

3) 电池的健康评估

在工程上，常利用电池端电压来作为描述电池电量多少的指标，电池内阻来反映电池寿命。

在文献中，存在关于电池荷电状态（State of Charge, SoC）的研究。SoC用于表征电池电量，取值范围为[0,1]。

SoC=1表示电量充满，SoC=0表示电量耗尽。



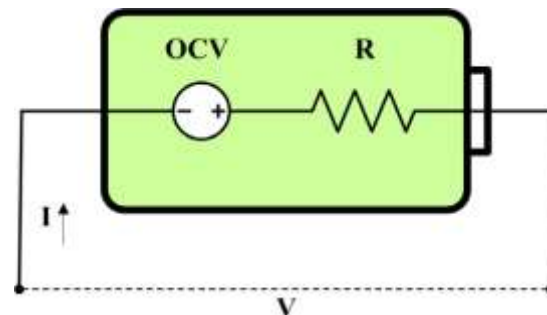
3 健康评估

□ 飞行中健康评估

这里，给出文献中出现的一种基于滤波的SoC和电池内阻估计方法。

在电池放电过程中，SoC和电池内阻的变化满足

$$S_{k+1} = S_k - \frac{i_k \cdot T_s}{Q_{\max}} + w_{1,k}$$
$$R_{k+1} = R_k + w_{2,k}$$



其中 S 为电池的SoC 值， i 为放电电流（单位：A）， R 为电池内阻（单位： Ω ）， Q_{\max} 为电池容量的标称值（单位：Ah）， T_s 为采样时间（单位：h）， w 为系统噪声。进一步，设计测量方程

$$V_k = \text{OCV}(S_k) - i_k \cdot R_k + C + v_k$$

其中， V 为电池端电压（单位：V）， C 为恒定误差偏移量， v 为测量噪声， $\text{OCV}(S)$ 为电池的开路电压-荷电状态（OCV-SoC）变化曲线。



3 健康评估

3) 电池的健康评估

离线电池充放电实验，得到模型初始参数

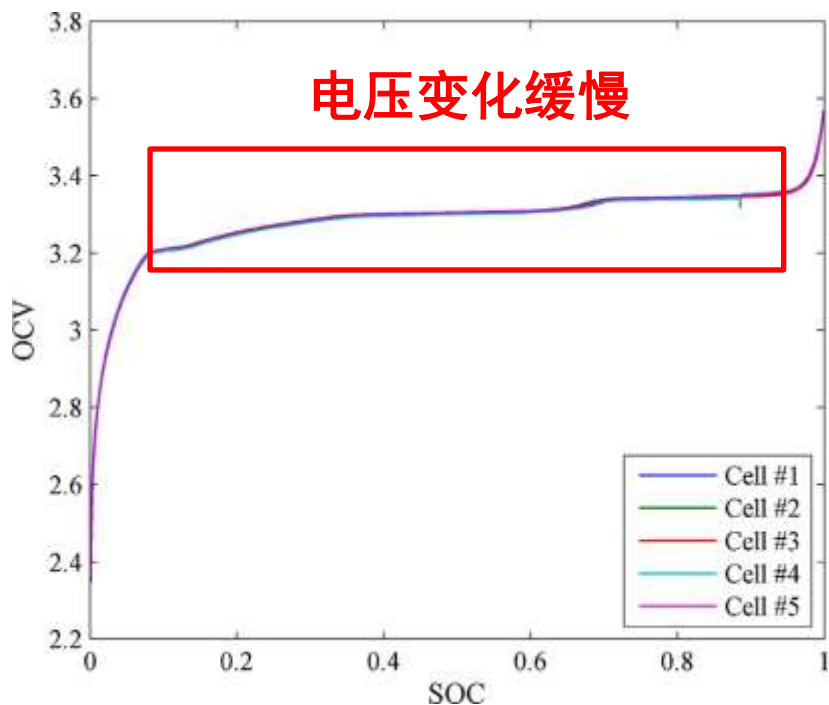


图14.5 电压-荷电状态曲线

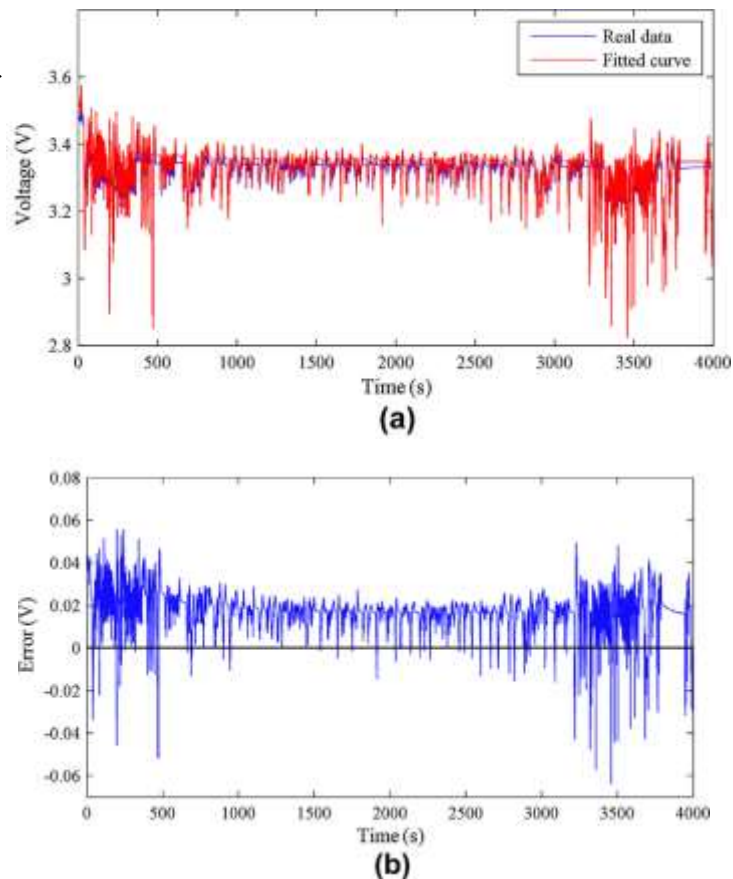


图14.6 充放电数据（电压-时间，电流-时间曲线）



3 健康评估

基于以上方程，可利用EKF或UKF实现SoC和R的估计

3) 电池的健康评估

根据在线电池放电数据，进行SoC估计

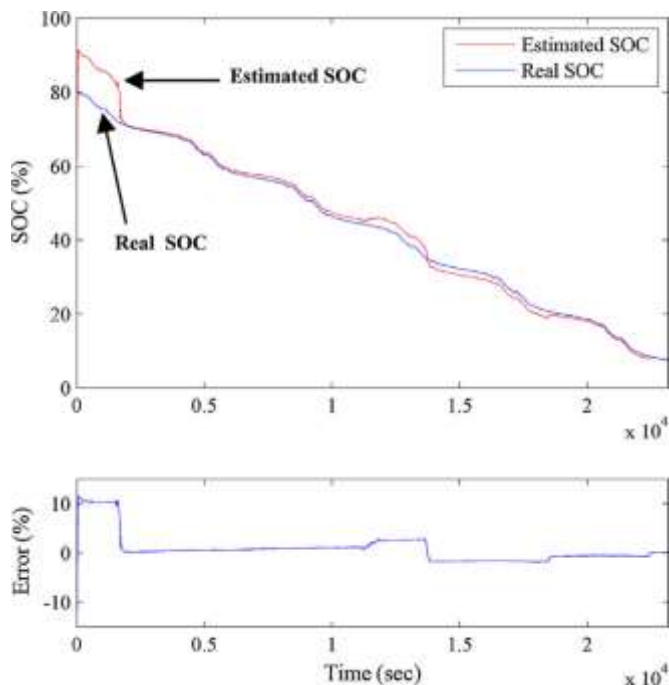


图14.7 基于UKF的SoC在线估计

得到模型参数之后，根据EKF或UKF实现SoC和电池内阻R值的在线估计。给定电池的实时放电电流和路端电压，实时估计出电池的SoC值，右图中可以看出估计的SoC值与真实的SoC值较为接近，说明了该方法的有效性。

[2] He W, Williard N, Chen C, et al. State of charge estimation for electric vehicle batteries using unscented Kalman filtering[J]. Microelectronics Reliability, 2013, 53(6): 840-847



4 失效保护

在飞行过程中，多旋翼也会对关键部件设置失效保护。这里介绍几种关键部件的失效保护示例：

1. 遥控器失联失效保护
2. 传感器故障失效保护
3. 动力系统异常失效保护



4 失效保护

□ 遥控器失联失效保护

在多旋翼飞行过程中（利用遥控器控制多旋翼时），若遥控器失联，则建议执行以下保护措施：

- 1) 若飞行器**已经锁定**（Disarmed），则不做任何事情；
- 2) 若飞行器**油门为0或已经着陆**，则立即锁定飞行器；
- 3) 若多旋翼**装有GPS模块**，且离起飞点（HOME POSITION）的直线距离**超过**设定阈值，则多旋翼立即返航；
- 4) 若多旋翼**未装有GPS模块**，或者离起飞点的直线距离**小于**设定阈值，则多旋翼直接着陆；

如果遥控器与机上信号接收器通信恢复，多旋翼应该怎么办？



4 失效保护

□ 传感器故障失效保护

(1) 气压计失效保护。若多旋翼监测到气压计故障，则建议多旋翼保持油门不变，从定点模式降级为自稳定模式。

(2) 电子罗盘失效保护。若多旋翼监测到电子罗盘故障，则建议多旋翼根据用户配置，从定点模式降级为定高模式。

(3) GPS失效保护。若多旋翼监测到GPS存在问题，则建议多旋翼根据用户配置，从定点模式降级为定高模式。

(4) 惯导系统失效保护。若多旋翼监测到惯导系统失效，则建议多旋翼以逐渐减少拉力的方式实现紧急着陆。



4 失效保护

□ 动力系统故障失效保护

(1) 若多旋翼监测到电机、电调和桨叶故障，则

- 1) 若飞行器已经锁定 (Disarmed)，则不做任何事情；
- 2) 若飞行器油门为0或已经着陆，则立即锁定飞行器；
- 3) 在其他情况下，多旋翼直接着陆。

若六旋翼监测到某一个动力单元失效严重，多旋翼可能失去悬停模式的可控性，具体可回过头参看第十讲多旋翼的稳定性和可控性。这时，建议多旋翼立即切换到降级控制策略，以放弃控制偏航的方式，实现多旋翼的紧急着陆或返航。如果存在可控性，一般可以采取控制重构，或者将损伤看作扰动，进行抗扰控制等。



4 失效保护

□ 动力系统故障失效保护

(2) 在电池失效保护中，用户可以自主配置电池失效保护机制：

- 1) 可以设置电池最低电压阈值 “Low Battery”;
- 2) 可以设置电池最低电量阈值 “Reserved MAH”;
- 3) 可以设置应对措施为着陆或者返航。



5 安全决策实现

利用状态机实现多旋翼的安全决策。状态机是一个通过简单化假设而刻画复杂系统的数学模型。一般地，假定以下条件成立：

- (1) 被模型化的系统具有有限个状态；
- (2) 在一定状态下的行为应是同一的；
- (3) 系统在任何时间段内总停留在某一状态上；
- (4) 系统状态改变的条件是有限的；
- (5) 系统状态改变是系统对事件的反应；
- (6) 系统状态改变所用的时间近似为零。



5 安全决策实现

□ 多旋翼状态和飞行模式定义

在这里，我们首先定义三种多旋翼状态。

(1) **断电状态** (POWER OFF STATE)。该状态是指飞行器断开电源的状态。该状态下，用户可以对飞行器进行硬件拆卸、改装和替换。

(2) **待命状态** (STANDBY STATE)。当飞行器连接上电源模块，则立即进入预飞行状态。在本状态下，飞行器起初未解锁，用户可以在该状态下手动尝试解锁飞行器，飞行器会进行安全检查，并根据检查结果跳入下一状态。

(3) **地面错误状态** (GROUND_ERROR STATE)。该模式表示飞行器发生了安全问题。在该模式下，蜂鸣器会出警报提醒用户系统发生错误。



5 安全决策实现

□ 多旋翼状态和飞行模式定义

进一步，我们定义三种飞行模式

(1) 人工手动飞行模式 (MANUAL FLIGHT MODE)

人工手动飞行模式可以让你手动控制多旋翼。该模式包含三个子模式，分别为**定点模式**(LOITER MODE)、**定高模式**(ALTITUDE HOLD MODE)和**自稳定模式**(STABILIZE MODE)。

(2) 返航模式 (RETURN-TO-LAUNCH MODE)

在该模式下，多旋翼会从当前位置返回到飞机起飞位置，并在此处悬停。

(3) 自动着陆模式 (AUTO-LANDING MODE)

在该模式下，多旋翼通过调整油门，并结合气压计测量高度，实现多旋翼自动着陆。



5 安全决策实现

□ 事件定义

多旋翼事件定义是多旋翼状态和飞行模式的切换的根据，是多旋翼决策的重要基础。在这里，我们主要定义两种事件：**人工输入事件**和**飞行器自身事件**。

人工输入事件主要是指飞控手利用遥控器或者地面站发出的指令，并基于此改变多旋翼状态和飞行模式的输入事件。



5 安全决策实现

□ 事件定义

这里主要定义两个人工输入事件：

1) PE1: 解锁和锁定指令

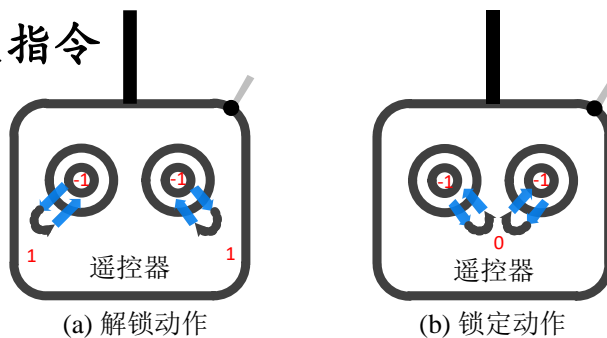


图14.8 解锁/锁定指令示意图

2) PE2: 人工操作指令（可以在手动飞行、返航和自动着陆之间切换）

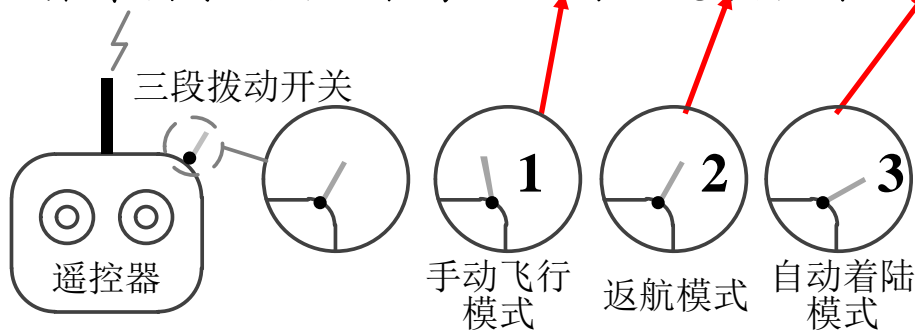


图14.9 人工操作指令示意图



5 安全决策实现

□ 事件定义

飞行器自身事件：主要是指在飞行器在飞行过程中，由于飞行器自身原因触发的事件，该类事件与人工操作无关，大多取决于机上各部件的工作状态。

ATE1: 惯导系统健康状态 (1: 健康; 0: 不健康)

ATE2: GPS健康状态 (1: 健康; 0: 不健康)

ATE3: 气压计健康状态 (1: 健康; 0: 不健康)

ATE4: 磁罗盘健康状态 (1: 健康; 0: 不健康)

ATE5: 动力单元健康状态 (1: 健康; 0: 不健康)

ATE6: 遥控器连接状态 (1: 正常; 0: 异常)

ATE7: 电池电量状态 (1: 充足; 0: 不充足, 但支持返航; -1: 不充足, 且不支持返航)



5 安全决策实现

□ 事件定义

飞行器自身事件：主要是指在飞行器在飞行过程中，由于飞行器自身原因触发的事件，该类事件与人工操作无关，大多取决于机上各部件的工作状态。

ATE8：多旋翼高度与设定阈值的比较（1：多旋翼高度低于设定阈值；0：多旋翼高度不低于设定阈值）

ATE9：多旋翼油门指令与设定阈值在一定时间段内的比较（1：多旋翼油门指令小于设定阈值；0：其他情况）

ATE10：多旋翼到起飞点的距离与设定阈值的比较（1：多旋翼到起飞点的距离大于设定阈值；0：多旋翼到起飞点的距离不大于设定阈值）



5 安全决策实现

□ 状态机构建

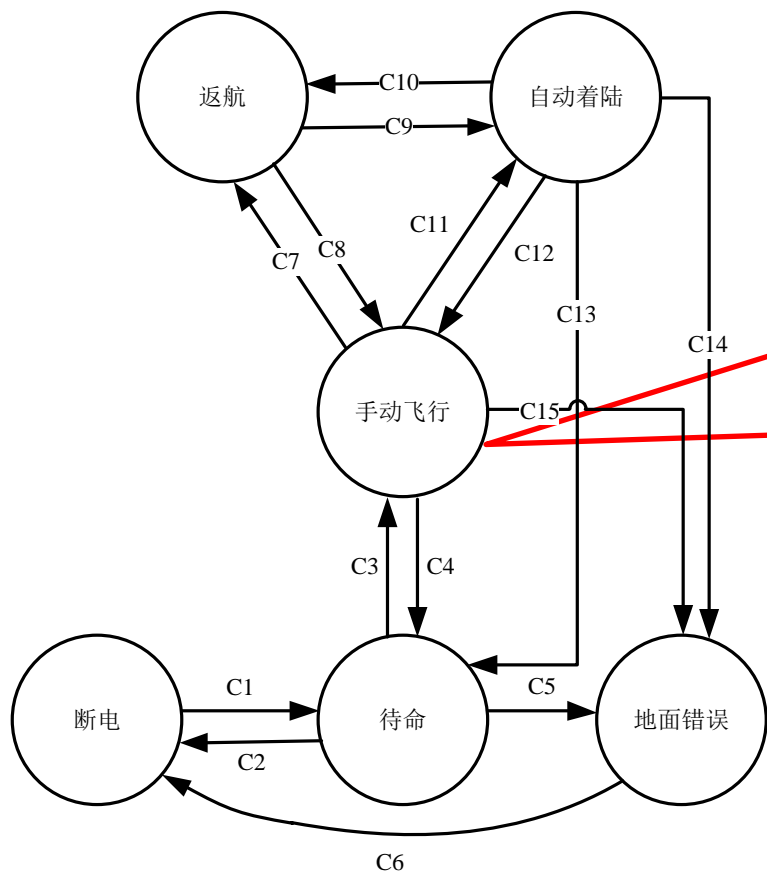


图14.10 状态机

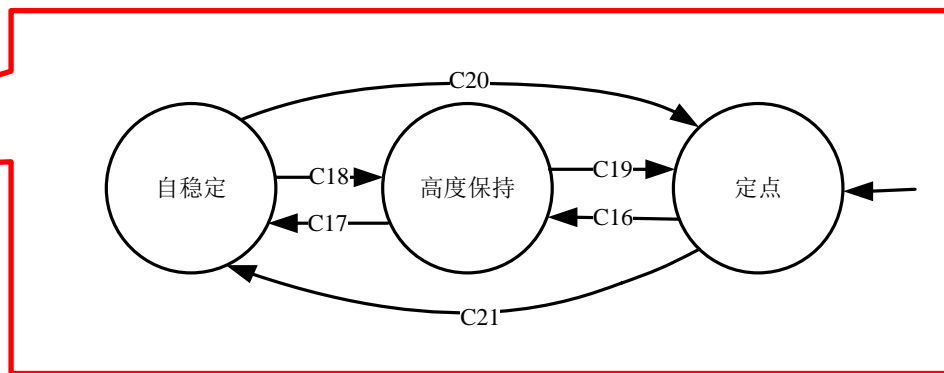


图14.11 手动飞行模态的内部状态机



5.3 状态机构建

这里，简单介绍几个跳转条件。

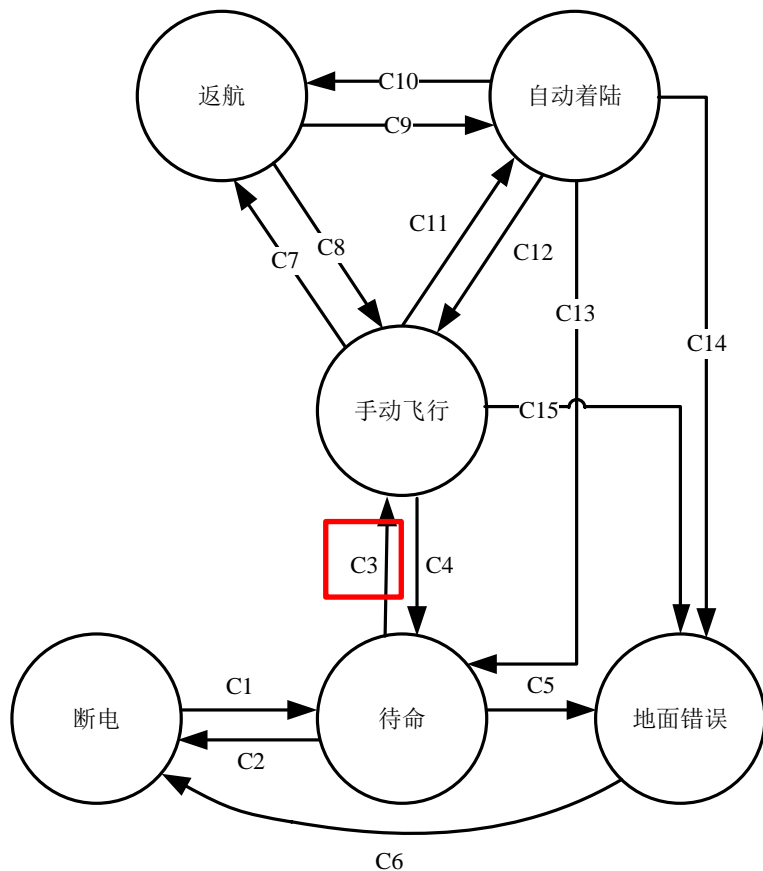


图14.12 状态机

C3:

$(MIE1=1) \& (MIE2=1) \& (ATE1=1) \& (ATE5=1) \& (ATE6=1) \& (ATE7=1)$

该条件描述多旋翼的成功解锁条件。若多旋翼同时满足以下条件：1) 飞控手发出解锁指令 ($MIE1=1$)；2) 多旋翼进行自检，且惯导系统和动力单元均健康

($ATE1=1 \& ATE5=1$)；3) 遥控器连接正常 ($ATE6=1$)；4) 电池电量充足 ($ATE7=1$)；5) 飞行模式开关处于手动飞行模式 ($MIE2=1$)。那么，多旋翼成功解锁，并从待命状态切换到手动飞行模式。



5.3 状态机构建

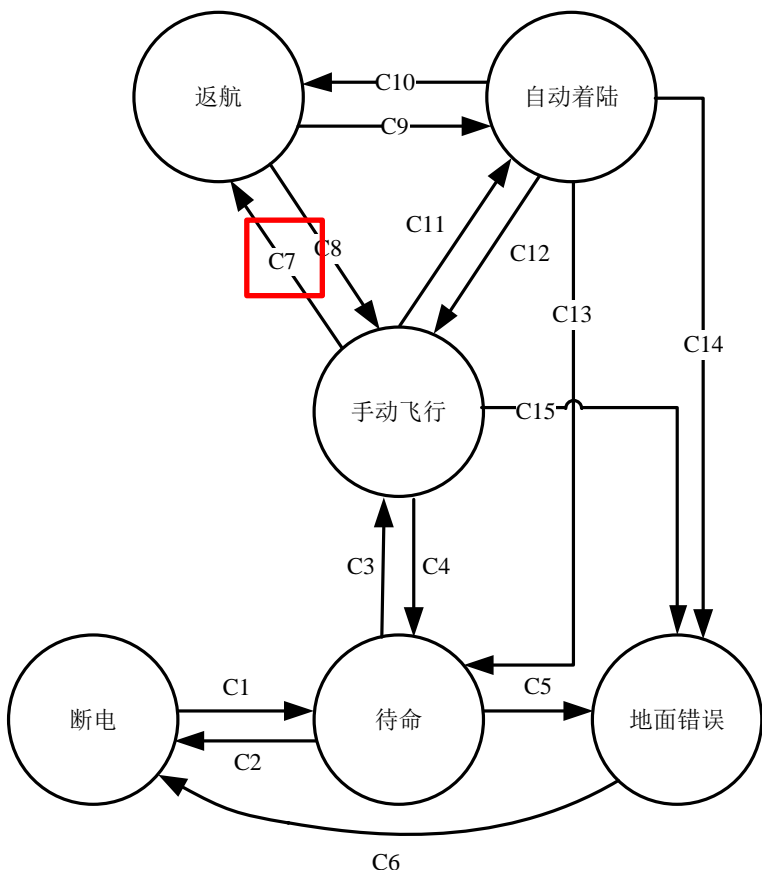


图14.12 状态机

C7:

$(ATE1=1 \& ATE2=1 \& ATE3=1 \& ATE4=1 \& ATE5=1 \& ATE10=1) \& [(MIE2=2 \& ATE7 \geq 0) | (ATE6=0 \& ATE7 \geq 0) | (ATE7=0)]$

该条件描述多旋翼从手动飞行模式切换到返航模式，当以下三种情形之一为真时，该条件发生：1) 飞控手利用遥控器手动将多旋翼切换到返航模式（ $MIE2=2$ ），且电池电量充足（ $ATE7 \geq 0$ ）；2) 遥控器连接异常（ $ATE6=0$ ），且电池电量充足（ $ATE7 \geq 0$ ）；3) 电池电量不足，但可以支持返航（ $ATE7=0$ ）。同时，该条件还需满足惯导系统、GPS、气压计、磁罗盘和动力单元均健康

$(ATE1=1 \& ATE2=1 \& ATE3=1 \& ATE4=1 \& ATE5=1)$ ，且多旋翼距起飞点距离大于设定阈值（ $ATE10=1$ ）。



5.3 状态机构建

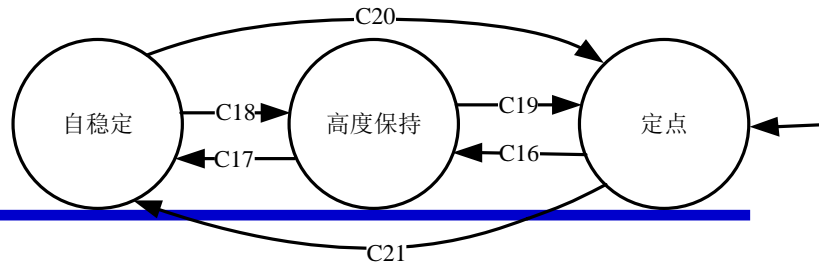


图14.13 手动飞行模态的内部状态机

C16: $ATE2=0|ATE4=0$

该条件是指当GPS或磁罗盘不健康 ($ATE2=0|ATE4=0$) 时, 飞行模式从定点模式切换到定高模式。

C17: $ATE3=0$

该条件是指当气压计不健康时 ($ATE3=0$) , 飞行模式从定高模式切换到自稳模式。

C18: $ATE3=1\&(ATE2=0|ATE4=0)$

该条件是指当气压计健康 ($ATE3=1$) , 但GPS或磁罗盘不健康 ($ATE2=0|ATE4=0$) 时, 飞行模式从自稳模式切换到定高模式。

C19: $ATE2=1\&ATE4=1$

该条件是指当GPS和磁罗盘均健康时 ($ATE2=1\&ATE4=1$) , 飞行模式从定高模式切换到定点模式。

C20: $ATE2=1\&ATE3=1\&ATE4=1$

该条件是指GPS、磁罗盘和气压计均健康时 ($ATE2=1\&ATE3=1\&ATE4=1$) , 飞行模式从自稳模式切换到定点模式。

C21: $ATE3=0$

该条件是指当气压计不健康时 ($ATE3=0$) , 飞行模式从定点模式切换到自稳模式。



6. 本讲小结

1. 对于安全，这一部分的工作任重道远。对于多旋翼的控制精度，99%的精度到99.9%的精度意义可能微乎其微，但是安全的概率从99%的精度到99.9%将是一个质的飞跃。
2. 飞行前和飞行中两个阶段检测系统不健康的具体方法很多，可以是测量数据的直接判断，也可以是基于模型和数据的综合分析。
3. 检测到不健康的事件发生，则需要进行失效保护。
4. 影响多旋翼的安全事件需要进一步补充和完备。
5. 多旋翼决策状态机的设计多靠经验设计，如何用更科学地方法设计？



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

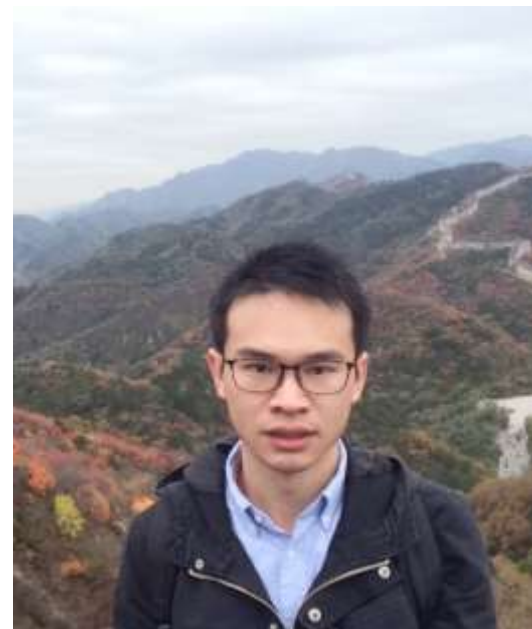
感谢控制组同学



赵峙尧



骆遥



戴训华

为本节课程准备作出的贡献。



谢谢！

