

---

# 2015 年全国大学生电子设计竞赛

## 多旋翼自主飞行器（C 题）



2015 年 8 月 14 日

---

## 摘 要

本系统采用四旋翼自主飞行器，以 stm32f407vgt6 作为飞行器控制的核心，R5F100LE 作为导航核心。本系统由电源模块、电机控制模块、传感器检测模块、飞行循迹模块，超声波模块、报警模块、语音提示模块等构成。微控制器综合飞行器模块和传感器检测模块的信息，通过控制 4 个直流无刷电机转速来实现飞行器的欠驱动系统飞行。基于动力学模型，将四旋翼飞行器实时控制算法采用双 PID 控制回路，即角度控制回路和角速度控制回路。测试结果表明系统可通过各个模块的配合实现对电机的精确控制，具有平均速度快、定位误差小、运行稳定等特点。通过航拍模块、电磁铁模块后，可实现航拍功能以及金属重物的拾获、投放功能，基本满足提出的指标。本系统特色实现了语音播报功能。

**关键词：**四旋翼自主飞行器 瑞萨 MCU stm32f407vgt6 PID 控制算法

## Abstract

The system takes a four-rotor autonomous aircraft, using stm32f407vgt6 as the core of the aircraft control, R5F100LE as a navigation core and is consisted of power module, motor control module, sensor module, flight tracking module, ultrasonic module, alarm module and voice prompt module. The microcontroller aggregates the information of aircraft module and sensor module and then controls the rotational speed of the brushless DC motor to realize the flight of the aircraft with the under-actuated system. Based on kinetic model, the real-time control algorithm of the four-rotor aircraft uses dual PID control loops, which include angle control loop and the angular velocity control loop. The test results show that the system can realize the precise control of the motor with the cooperation of the various modules, which has the characteristics of the fast average speed, small positioning error, stable operation and so on. By aerial module and the solenoid module, the system achieves the aerial function and the picking and dropping function of metal weights, meeting the basic indicators proposed. The system features to achieve a voice broadcast function.

**Keywords:** four-rotor autonomous aircraft; Renesas MCU; stm32f407vgt6;

PID control algorithm

---

## 目 录

1 系统方案 .....	1
1.1 主控芯片的选择.....	1
1.2 电机及驱动模块方案的论证与选择.....	1
1.3 航拍实现方案.....	1
1.4 循迹识别方案.....	1
1.5 定高飞行方案的论证与选择.....	2
1.6 铁片寻找方案.....	2
1.7 语音提示模块.....	2
2 系统理论分析与计算 .....	2
2.1 飞行原理的分析.....	2
2.2 PID 控制算法的设计 .....	3
2.3 飞行循迹的分析.....	4
3 电路与程序设计 .....	4
3.1 电路的设计.....	4
3.1.1 系统总体框图.....	4
3.1.2 电源部分.....	5
3.1.3 电子调速器模块.....	5
3.1.4 飞行循迹模块.....	5
3.1.5 姿态测算模块.....	5
3.1.6 超声波模块.....	5
3.1.7 语音提示模块.....	6
3.2 程序流程图.....	6
4 测试方案与测试结果 .....	7
4.1 测试方案.....	7
4.2 测试条件与仪器.....	7
4.3 测试结果及分析.....	7
4.3.1 测试结果(数据).....	7
4.3.2 测试分析与结论.....	8

---

# 多旋翼自主飞行器（C 题）

## 1 系统方案

### 1.1 主控芯片的选择

方案一：采用 stm32f407vgt6 的 ARM 芯片作为控制核心，使用 STM32F4DISCOVERY 最小板。stm32f407vgt6 是基于 ARM® Cortex™-M4 内核的高性能微控制器，这款控制器的特点是处理速度较快，计算能力较强，功耗低，外设丰富，虽可适应飞行器的控制要求，但若同时处理飞行导航和控制仍会有些吃力，综合处理能力较差。。

方案二：采用 R5F100LE 作为主控芯片，这款控制器体积小、质量低，易于安装，不会影响飞行器平衡与飞行，但它频率较低。

方案三：飞控使用采用 stm32f407vgt6 的 ARM 芯片作为飞行控制控制核心，数据处理及导航使用 R5F100LE。进一步加快了处理速度，增强了运算能力。

本系统要求控制器功耗低，外形较小、较轻盈，且多重 PID 控制的可靠性基于系统采集数据、处理数据的高灵敏度，要求主控芯片具有高速、强劲的处理能力。因此，我们选择方案三。

### 1.2 电机及驱动模块方案的论证与选择

方案一：直流有刷电机是当前普遍使用的一种直流电机，它的驱动电路简单、控制方法成熟，但是直流有刷电机使用电刷进行换向，换向时电刷与线圈触电存在机械接触，电机长时间高速转动使极易因磨损导致电气接触不良等问题，而且有刷电机效率低、力矩小、重量大，不适合对功率重量比敏感的电动小型飞行器。

方案二：直流无刷电机能量密度高、力矩大、重量轻，采用非接触式的电子换向方法，消除了电刷磨损，较好地解决了直流有刷电机的缺点，适用于对功率重量比敏感的用途，同时增强了电机的可靠性。

为了更好的控制本系统的飞行，我们选择方案二。

### 1.3 航拍实现方案

方案一：利用飞行循迹模块的摄像头进行航拍。利用航拍数据进行图像处理与分析，完成循迹任务。容易影响循迹功能的实现。

方案二：利用独立的摄像头搭建航拍模块，上电自启动，不影响整体的飞行流程。此方案对飞行器的控制几乎没有干扰，且航拍效果更佳。

为更好地实现航拍功能，我们选择方案二。

### 1.4 循迹识别方案

方案一：利用红外传感器进行黑白识别。红外传感器识别范围较小，只有在飞行高度较低时才可开启，识别效果差。

---

方案二：利用 OV7620 摄像头模块采集跑道路面图像，将每一帧图像进行二值化处理后存储为一个个的数据矩阵，将数据矩阵提取特征值与特定图像模板进行模板匹配，即可判断路面情况，从而对飞行进行相应控制。此方案需大量数据处理时间，影响飞行控制的灵敏程度。

方案三：惯性定高。利用加速度计返回数据得到加速度，经过积分即可得到已航行距离。通过算法的优化，可以精确且灵敏的测出航行里程。

为更好地实现循迹功能，我们选择方案二。

### 1.5 定高飞行方案的论证与选择

方案一：惯性定高。利用加速度计返回数据得到竖直方向加速度，经过积分即可得到距地面的高度。通过算法的优化，可以精确且灵敏的测出高度，但因循迹已用积分，会进一步占用运算资源。

方案二：超声波定高。采用 US-100 超声波传感器测量飞行器当前的飞度。超声波传感器可根据声波发射与接收到反射声波的时间差得出距离。测量出的距离比较精准。

为保证系统的灵敏性，我们采用方案二。

### 1.6 铁片寻找方案

方案一：利用金属传感器对铁片进行识别，当检测到铁片时，开启铁片拾取装置，拾取铁片。金属传感器识别范围较小，且会产生一定延迟，不易成功。

方案二：始终开启铁片拾取装置，使飞行器在 B 区以巡航，直至拾获铁片，向相应 I/O 口发送信号，飞行器返航。此方案既可以扫描整个区域，又减少了外设，经过算法优化，可以很好地实现寻找铁片的功能，成功率高，可重复性强。

为更好地实现铁片寻找功能，我们选择方案二。

### 1.7 语音提示模块

方案一：采用 ZY1420B 20 秒四段高保真语音录放模块 ZY1420 内部使用 ISD1420 作为主控芯片，对 ISD1420 的标准外围电路作了优化并全部集成于模块内部。本模块操作时序麻烦，录音过程繁琐，且体积相对较大。

方案二：采用 WT588D 语音模块。WT588D 模块时序操作简单，录音方便，有与其对应的上位机，可存语音段多，音质好，可方便得接入当前系统中。

通过以上分析，我们采用方案二作为本系统使用的语音提示模块。

## 2 系统理论分析与计算

### 2.1 飞行原理的分析

四旋翼飞行器的直接动力来源于四个旋翼的旋转，根据旋转方向可以分成两组：一组为前后螺旋桨(1&3)，另一组为左右螺旋桨(2&4)，见图 1。前后螺旋桨逆时针方向旋转，

而左右螺旋桨顺时针方向旋转。控制器和其他外围设备安装在支架中间。

要想实现飞行器在水平面内前后的运动，必须在水平面内对飞行器施加一定的力。在图 2 中，增加电机 3 转速，使拉力增大，相应减小电机 1 转速，使拉力减小，同时保持其它两个电机转速不变，反扭矩仍然要保持平衡。按飞行理论，飞行器首先发生一定程度的倾斜，从而使旋翼拉力产生水平分量，因此可以实现飞行器的前飞运动。向后飞行与向前飞行正好相反。

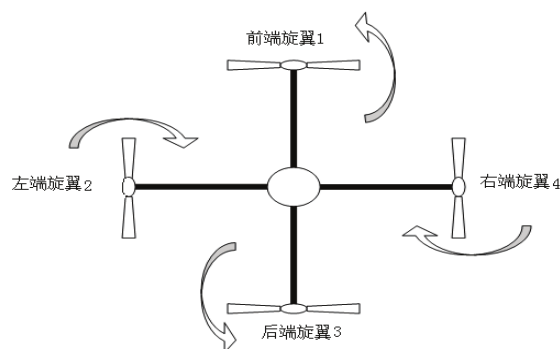


图 1 四旋翼飞机原理图

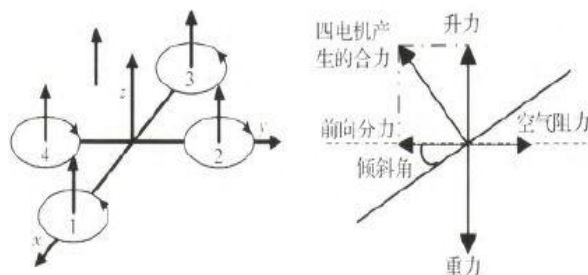


图 2 四旋翼前进飞行原理图

据此，即可通过控制不同通道 PWM 信号的占空比，来调节各电机的转速从而控制航向。

## 2.2 PID 控制算法的设计

在飞行原理分析的基础上，将小型四旋翼飞行器实时控制算法设计为两个 PID 闭环回路，共同控制飞行的姿态。算法结构如图 3 所示。

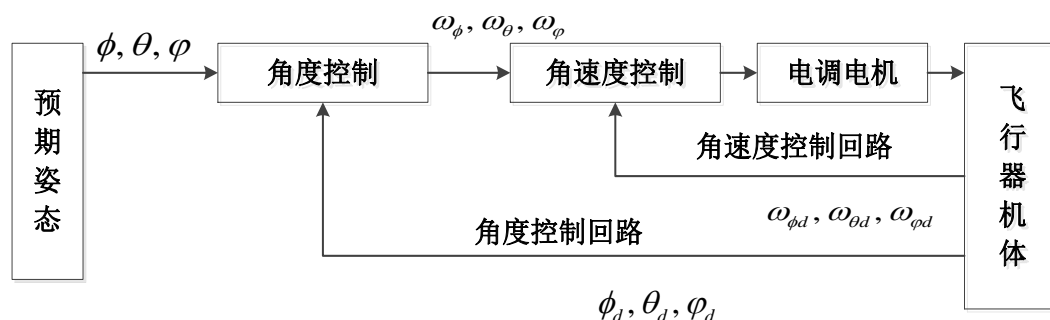


图 3 四旋翼飞行器控制算法结构图

利用经典 PID 控制算法形成角度和角速度两个控制回路，实现对飞行姿态的双重负反馈控制。PID 算法简单可靠，理论体系完备，双回路 PID 控制更是具有较强的稳定性，在飞行器姿态控制中具有良好的控制效果和较强的鲁棒性，能比较理想的实现对飞行器的整体控制。

角度控制回路的作用是直接控制四旋翼飞行器的飞行姿态，使其实际姿态与设定的姿态一致。姿态控制回路有偏航角、俯仰角、横滚角和偏航角三个控制量，在此忽略三个通道之间的耦合效应，设计 3 个独立的 PID 控制器对每个量进行独立控制。

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = k_{p\varphi}(\varphi - \varphi_d) + k_{i\varphi} \int (\varphi - \varphi_d) dt + k_{d\varphi}(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d) \\ \ddot{\theta} = k_{p\theta}(\theta - \theta_d) + k_{i\theta} \int (\theta - \theta_d) dt + k_{d\theta}(\dot{\theta} - \dot{\theta}_d) \\ \ddot{\phi} = k_{p\phi}(\phi - \phi_d) + k_{i\phi} \int (\phi - \phi_d) dt + k_{d\phi}(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) \end{cases} \quad \text{公式 1}$$

角速度控制回路包含了  $\phi, \theta, \varphi$  三个方向的角速度控制量，因此设计 3 个独立的 PID

控制器对其进行控制。根据 PID 控制器的原理，分别设  $k_p, k_i, k_d$  分别为比例项、积分项和微分项系数，有

$$\begin{cases} \ddot{\omega}_{\phi} = k_{p\phi}(\omega_{\phi} - \omega_{\phi d}) + k_{i\phi} \int (\omega_{\phi} - \omega_{\phi d}) dt + k_{d\phi}(\dot{\omega}_{\phi} - \dot{\omega}_{\phi d}) \\ \ddot{\omega}_{\theta} = k_{p\theta}(\omega_{\theta} - \omega_{\theta d}) + k_{i\theta} \int (\omega_{\theta} - \omega_{\theta d}) dt + k_{d\theta}(\dot{\omega}_{\theta} - \dot{\omega}_{\theta d}) \\ \ddot{\omega}_{\varphi} = k_{p\varphi}(\omega_{\varphi} - \omega_{\varphi d}) + k_{i\varphi} \int (\omega_{\varphi} - \omega_{\varphi d}) dt + k_{d\varphi}(\dot{\omega}_{\varphi} - \dot{\omega}_{\varphi d}) \end{cases} \quad \text{公式 2}$$

为了保证控制的精准以及系统的稳定，本算法在获得各个测量值后都进行了数据滤波处理，降低了数据采样的随机性可能带来的误差，飞行的平稳性和可控性都有了显著提高。

### 2.3 飞行循迹的分析

由于飞行器的飞行原理较为复杂，需对飞行环境进行预判，同时又要实时获取当前飞行信息，因此对加速度计实时回传的数据进行两次积分则可计算已航行距离，当飞行距离达到特定值后，使飞行器转向，配合算法的调整，可获得最佳循迹效果。

## 3 电路与程序设计

### 3.1 电路的设计

#### 3.1.1 系统总体框图

本系统利用 stm32vgt6 作为飞行的主控芯片，R5F100LE 作为导航和数据处理的控制芯片。系统总体硬件框图如图 5 所示。

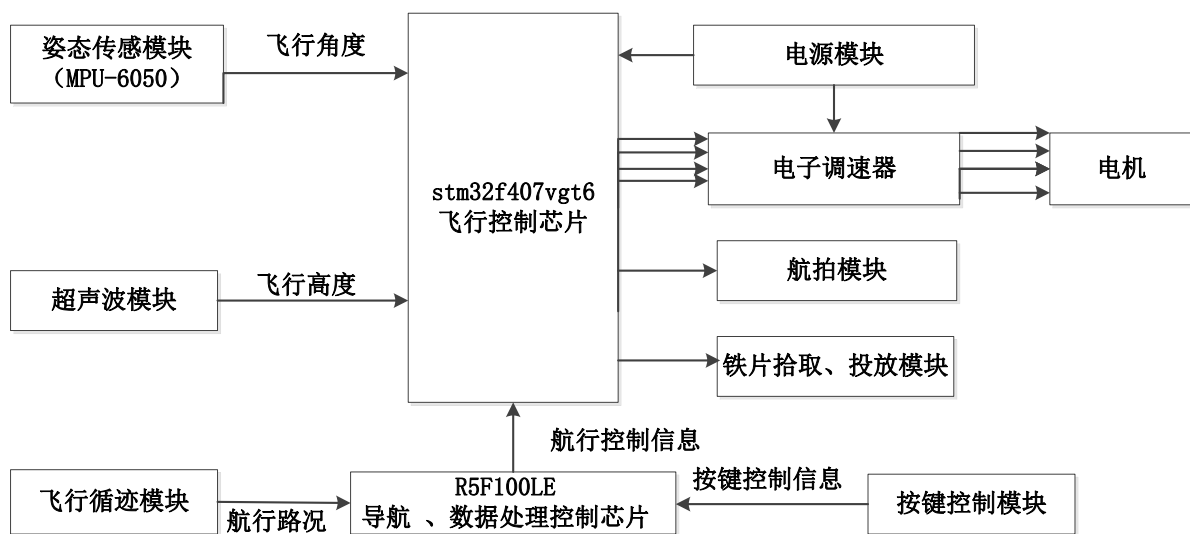


图 4 系统总体硬件框图

### 3.1.2 电源部分

本系统采用 ACE 3S 11.1V 2200mAh 30C 电池为飞行器供电。这款电池供电电压较稳定，输出电流大，可适应飞行器的起飞、航行供电需要。电池容量合理，可满足续航时间大于 10 分钟的要求。且此电池，尺寸小、质量低，方便安装在飞行器上。

### 3.1.3 电子调速器模块

四电机驱动模块根据中心控制模块指令驱动各个电机到达指定转速，将电机的速度通过测速反馈装置反馈给飞行姿态控制模块，控制无刷直流电机闭环控制转速，从而控制飞行状态，达到预期位置和姿态。

### 3.1.4 飞行循迹模块

飞行循迹模块是利用加速度计数据计算得到航行距离，由此判断飞行轨迹情况。

### 3.1.5 姿态测算模块

本系统采用 MPU-6050 模块进行飞行姿态的测算。该模块可以以数字输出 6 轴或 9 轴的旋转矩阵、四元数、欧拉角格式的融合演算数据。利用此模块可以得到飞行器的俯仰角、翻滚角、航向角及三个方向的角速度等数据。

### 3.1.6 超声波模块

本系统采用 US-100 超声波模块来确定飞行高度。系统通过计算超声波模块发射和接受之间的时间间隔来判定飞行器的飞行高度。



3.1.7 语音提示模块

本系统采用 WT588D 模块作为语音提示模块。该模块可以根据飞行器是否经过等高线来动态给出提示语音。当飞行器经过等高线一时，语音模块会给出“飞行器经过等高线一”的提示；当飞行器经过等高线二时，语音模块会给出“飞行器经过等高线二”的提示。

作为本系统的特色，当激光管因支架偏离或其它原因无法直射时，报警模块中的蜂鸣器与 LED 灯会发出连续急促的声音提示对其激光管后再继续。

语音提示模块应用如图 5 所示。

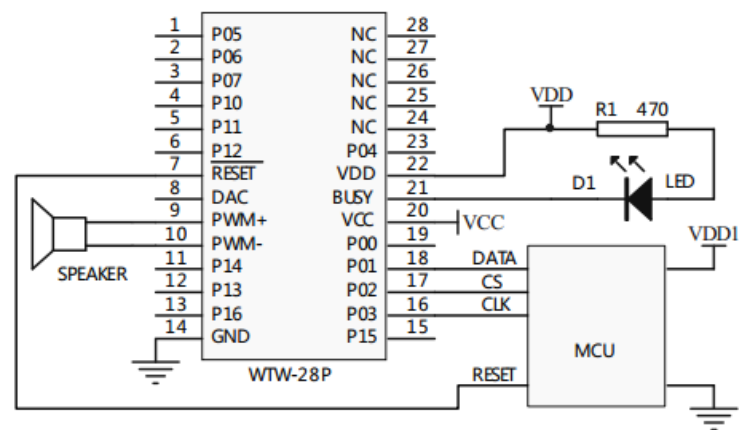


图 5 语音提示模块应用图

图 5 中的语音模块为 WT588D 语音模块系列中的 WTW-28P 模块。此模块外接一个扬声器用于播报语音。同时外接一个 470 欧姆电阻与一个 LED 用于提示是否正在进行语音播报。此应用电路中的核心控制为 430g2553 单片机，单片机通过三个 IO 口与 WTW-28P 模块的三个输入管脚相连接可实现单片机实时控制语音模块的语音提示。本模块与单片机通信的三个管脚分别为 DATA 引脚、CS 引脚与 CLK 引脚。单片机通过 CS 引脚对语音模块进行片选，通过 CLK 引脚控制数据的输入，通过 DATA 引脚输入控制命令。

3.2 程序流程图

主程序流程图如图 6 所示。

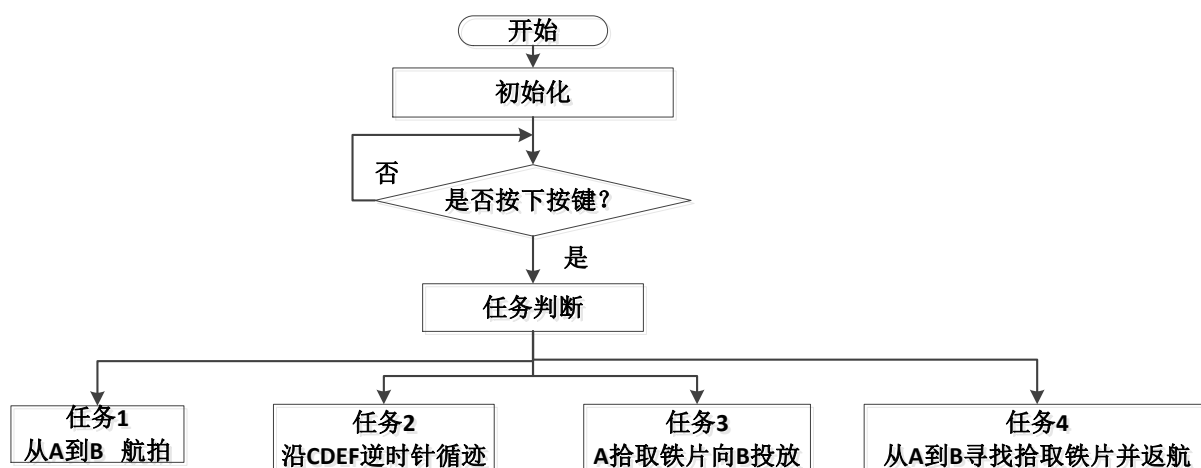


图 6 主程序流程图

任务一（A 到 B ， 航拍）程序流程图略。

任务二（沿 CDEF 循迹）程序流程图略。

任务三（A 拾获铁片向 B 投放）子程序流程图略。

任务四（A 到 B 寻找拾获铁片并返航）子程序流程图略。

## 4 测试方案与测试结果

### 4.1 测试方案

先进行定高试飞，然后测试 A 到 B 的定点飞行，，再测试沿 CDEF 逆时针循迹，最后测试发挥部分任务。

### 4.2 测试条件与仪器

测试条件：竞赛规格要求场地

测试仪器：秒表，电子称

### 4.3 测试结果及分析

#### 4.3.1 测试结果(数据)

根据多次测量取平均值的方法来采集数据。基本、发挥功能测试数据见表 1、2。

表 1 基本功能测试数据

	完成时间/s	完成情况
基本功能（1）	20	完成
基本功能（2）	43	大部分情况完成
基本功能（3）	-----	完成且有创新

发挥部分测试功能见表 2。

**表 2 发挥功能测试数据**

	完成时间/s	完成情况	完成载重
发挥功能（1）	27	完成	200g
发挥功能（2）	28	完成	-----

**基本功能测试详情如下：**

1. 基本功能一：完成时间 20s  
可完成从 A 到 B 的飞行并实时航拍，存储可由 PC 机回放的录像，且飞机可较为精确的降落在以 B 区中心为圆心，半径为 30cm 的圆内。
2. 基本功能二：完成时间 43s  
可较好地完成前半部分循迹，后半部分循迹失误率较高。
3. 基本功能三：完成了具有声光报警的简易电子示高器，加入语音播报模块，更智能，有创新。

**发挥部分测试结果详情如下**

1. 发挥功能一：完成时间 27s  
可携带铁板从 A 飞到 B，将重 200g 铁板投掷在以 B 区中心为圆心，半径为 40cm 的圆内。高度限制 h1 在 30—35cm 间，h2 在 90—95cm 间。飞机降落在以 A 区中心为圆心的，半径为 40cm 的圆内。
2. 发挥功能二：完成时间 28s  
可从 A 飞到 B 并拾取铁片返航，降落在以 A 区中心为圆心的，半径为 65cm 的圆内。但拾取铁片有一定失误率。

**其它：**

电子示高装置加入了语音播报模块，更加智能，并且体现了创新性。

#### **4.3.2 测试分析与结论**

根据上述测试数据，数据稳定且集中，经分析可以得出以下结论：

1. 基本功能第一项可以比较好的实现，落地基本可控制在 B 区中心，失误率低。
2. 基本功能第二项虽可以完成，但有一定失败率。
3. 基本功能第三项可以很好完成，且加入声光报警和语音播报模块，有创新。
4. 发挥功能第一项可以实现，且实现质量可稳定在最大重量 200g。
5. 发挥功能第二项可以实现，且铁片拾取较为精准。

综上所述，本设计达到绝大部分设计要求。