

● GYRO-Y控制量:

$$\Delta_{\text{GYRO-Y}} = K_p \Delta e_k + K_I e_k + K_D \Delta^2 e_k;$$

其中: k 为采样序号, $k=0, 1, 2 \dots$;

e_k 为GYRO-Y参考量与传感器测量值之间的偏差;

K_p 、 K_I 、 K_D 分别为比例系数、积分系数、微分系数;

$$e_k = (\text{GYRO-Y})_{\text{REF}} - (\text{GYRO-Y})_{\text{SENSOR}};$$

● GYRO-Z控制量:

$$\Delta_{\text{GYRO-Z}} = K_p \Delta e_k + K_I e_k + K_D \Delta^2 e_k;$$

其中: k 为采样序号, $k=0, 1, 2 \dots$;

e_k 为GYRO-Z参考量与传感器测量值之间的偏差;

K_p 、 K_I 、 K_D 分别为比例系数、积分系数、微分系数;

$$e_k = (\text{GYRO-Z})_{\text{REF}} - (\text{GYRO-Z})_{\text{SENSOR}};$$

参数 K_p 、 K_I 、 K_D 的选择包括理论设计法和实验确定法, 理论设计法需要建立被控对象的数学模型, 实验确定法包括凑试法和经验法。

由于难以建立准确的数学模型, 也没有可借鉴的经验, 因此使用试凑法, 通过实验, 按照先比例——后积分——再微分的顺序来确定各控制参数。

PID控制具有结构简单、技术成熟等优点, 但单纯的PID控制难以满足复杂的控制系统的要求, 而且难以建模, 当飞行环境和参数改变时, 控制率要做相应的改变, 因此引入分段比例控制。

3.1.2 分段比例 PID 控制

● 确定输入输出量

输入变量: e_{PITCH} 、 e_{ROLL} 、 Δ_{PITCH} 、 Δ_{ROLL} 、 $\Delta_{\text{GYRO-X}}$ 、 $\Delta_{\text{GYRO-Y}}$ 、 $\Delta_{\text{GYRO-Z}}$ 、

$$\Delta_{\text{CHANNEL}[3]}、\Delta_{\text{CHANNEL}[4]};$$

输出控制量: $\Delta_{\text{CH}[1]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[2]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[3]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[4]}$;

其中: e_{PITCH} 为俯仰角偏差;

e_{ROLL} 为滚转角偏差;

Δ_{PITCH} 、 Δ_{ROLL} 、 $\Delta_{\text{GYRO-X}}$ 、 $\Delta_{\text{GYRO-Y}}$ 、 $\Delta_{\text{GYRO-Z}}$ 分别为角度偏差 e_{PITCH} 、

e_{ROLL} , 角速率 GYRO-X、GYRO-Y、GYRO-Z 的 PID 控制量;

$\Delta_{\text{CHANNEL}[3]}$ 、 $\Delta_{\text{CHANNEL}[4]}$ 分别为遥控器三通道和四通道的控制增量;

$\Delta_{\text{CH}[1]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[2]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[3]}$ 、 $\Delta_{\text{CH}[4]}$ 分别为右、前、后、左电机的 8 位精度控制增量;

● 分段比例控制规则集

右旋翼控制量:

if $e_{ROLL} \in [-5^\circ, 5^\circ]$

then $\Delta_{CH[1]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_X \Delta_{GYRO-X} + K_Z \Delta_{GYRO-Z} + K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{ROLL} \in [-10^\circ, -5^\circ] \cup [5^\circ, 10^\circ]$

then $\Delta_{CH[1]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_R \Delta_{ROLL} + K_X \Delta_{GYRO-X} + K_Z \Delta_{GYRO-Z} + K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{ROLL} \in [-15^\circ, -10^\circ] \cup [10^\circ, 15^\circ]$

then $\Delta_{CH[1]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_R \Delta_{ROLL} + K_Z \Delta_{GYRO-Z} + K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

$CH[1]_k = CH[1]_{k-1} + \Delta_{CH[1]}$;

式中: K_R 、 K_X 、 K_Z 、 K_3 、 K_4 为控制系数, $CH[1]_k$ 为右旋翼控制输出量;

前旋翼控制量:

if $e_{PITCH} \in [-5^\circ, 5^\circ]$

then $\Delta_{CH[2]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_Y \Delta_{GYRO-Y} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{PITCH} \in [-10^\circ, -5^\circ] \cup [5^\circ, 10^\circ]$

then $\Delta_{CH[2]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_P \Delta_{PITCH} + K_Y \Delta_{GYRO-Y} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{PITCH} \in [-15^\circ, -10^\circ] \cup [10^\circ, 15^\circ]$

then $\Delta_{CH[2]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} + K_P \Delta_{PITCH} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

$CH[2]_k = CH[2]_{k-1} + \Delta_{CH[2]}$;

式中: K_P 、 K_Y 、 K_Z 、 K_3 、 K_4 为控制系数, $CH[2]_k$ 为前旋翼控制输出量;

后旋翼控制量:

if $e_{PITCH} \in [-5^\circ, 5^\circ]$

then $\Delta_{CH[3]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} - K_Y \Delta_{GYRO-Y} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{PITCH} \in [-10^\circ, -5^\circ] \cup [5^\circ, 10^\circ]$

then $\Delta_{CH[3]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} - K_P \Delta_{PITCH} - K_Y \Delta_{GYRO-Y} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{PITCH} \in [-15^\circ, -10^\circ] \cup [10^\circ, 15^\circ]$

then $\Delta_{CH[3]} = K_3 \Delta_{CHANNEL[3]} - K_P \Delta_{PITCH} - K_Z \Delta_{GYRO-Z} - K_4 \Delta_{CHANNEL[4]}$;

$CH[3]_k = CH[3]_{k-1} + \Delta_{CH[3]}$;

式中: K_P 、 K_Y 、 K_Z 、 K_3 、 K_4 为控制系数, $CH[3]_k$ 为后旋翼控制输出量;

左旋翼控制量:

if $e_{ROLL} \in [-5^\circ, 5^\circ]$

then $\Delta_{CH[4]} = K_3\Delta_{CHANNEL[3]} - K_X\Delta_{GYRO-X} + K_Z\Delta_{GYRO-Z} + K_4\Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{ROLL} \in [-10^\circ, -5^\circ] \cup [5^\circ, 10^\circ]$

then $\Delta_{CH[4]} = K_3\Delta_{CHANNEL[3]} - K_R\Delta_{ROLL} - K_X\Delta_{GYRO-X} + K_Z\Delta_{GYRO-Z} + K_4\Delta_{CHANNEL[4]}$;

if $e_{ROLL} \in [-15^\circ, -10^\circ] \cup [10^\circ, 15^\circ]$

then $\Delta_{CH[4]} = K_3\Delta_{CHANNEL[3]} - K_R\Delta_{ROLL} + K_Z\Delta_{GYRO-Z} + K_4\Delta_{CHANNEL[4]}$;

$CH[4]_k = CH[4]_{k-1} + \Delta_{CH[4]}$;

式中： K_R 、 K_X 、 K_Z 、 K_3 、 K_4 为控制系数， $CH[4]_k$ 为左旋翼控制输出量；
参数 K_P 、 K_R 、 K_X 、 K_Y 、 K_Z 、 K_3 、 K_4 需要通过实验来确定。

面临的问题：

- 1 控制系统还难以建立合理的模型，控制系数的确定需要大量反复的实验；难以确定出最优控制参数。
- 2 当飞行条件改变时，比如载重增加等，控制参数需要重新调整；
- 3 碟形飞行器的控制率有待进一步研究，离实用还有一定差距；
- 4 稳定性还难以从理论上进行验证；

3.2 硬件设计

3.2.1 总体设计^{[24][25][26][31]}

本半自主飞行控制系统主要实现人的遥控操作及自动增稳功能。飞行器通过接收机接收到的遥控指令完成操作者的遥控操作，同时具有感知飞行姿态并自动调整的功能。

整个控制系统包括电源功能模块、遥控接收模块、角度传感模块、角速率传感模块、电机驱动模块、MCU 及接口与扩展等部分。该控制系统的原理图如图 3-2 所示。

电源功能模块主要为其他模块提供电压，主要提供的电压有 2.5V，3.3V、5.0V 和 7.5V。其中 2.5V 电压为信号放大器提供电源，3.3V 为微处理器提供电源，5.0V 为角度传感器和角加速度传感器及接收模块提供电源，7.5V 为电机提供电源。

遥控接收模块主要用来实现人的遥操作，共有四个通道的信号，分别为飞行器提供升降、前后飞、左右飞、及旋转指令。为了提高飞行器的智能度和可操作性，因此为飞行器安装角度传感器作为姿态反馈传感器，通过角度传感器采集到的角度信号，可以感知到飞行器当前姿态，并与目标姿态比较，形成闭环控制。由于四桨碟形飞行器是一个极其发散的系统，为提高其飞行稳定性，因此加入角速率陀螺反馈环。