



南京航空航天大学
NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

长空御风飞镖系统开源报告

目录

目录

1. 概论	2
1.1 规则技术点分析回顾.....	2
1.2 需求和矛盾分析.....	2
1.3 飞镖设计思路.....	3
1.3.1 飞镖飞行稳定性.....	3
1.3.2 飞镖飞行操纵性.....	5
1.4 飞镖发射架设计思路.....	7
2. 技术方案	8
2.1 发射架.....	8
2.1.1 弹射系统.....	9
2.1.2 装填系统.....	14
2.1.3 底座.....	17
2.2 飞镖.....	19
2.2.1 制导飞镖.....	19
2.2.2 无控制飞镖.....	31
2.3 硬件方案.....	32
2.3.1 飞镖发射架硬件方案.....	32
2.3.2 有控飞镖硬件方案.....	33
2.3.2 无控飞镖硬件方案.....	36
2.4 软件算法方案.....	37
2.4.1 飞镖发射架软件算法方案.....	37
2.4.2 有控飞镖软件算法方案.....	39
2.5 测试方案.....	40
3. 项目进度复盘	42
4. 赛季人力安排复盘	43
5. 预算复盘	44
6. 技术方案参考文献	45
附录 学术创新成果	46

1. 概论

飞镖系统在上个赛季的表现并不突出，尽管大部分学校都有飞镖系统，但飞镖的命中次数屈指可数。飞镖系统有两个打击目标，哨站的被命中次数相对较多，基地被命中只有华南理工大学的一次，命中的概率十分低。比赛的胜败主要源于团战之后地面单位对前哨站和基地造成的伤害，飞镖系统没有发挥稳定的作用。新赛季飞镖系统得到了大幅加强，值得投入更多的精力研究。

1.1 规则技术点分析回顾

针对飞镖系统的规则主要有一下变化：

- 1.飞镖镖体尺寸和重量限制放宽，由原来的 200x120x80mm、0.15kg 放宽至 250x150x150、0.22kg，使得飞镖本体的可设计性大幅提高，能装下更多设备，能设计更大的翼展。
- 2.初射速上限取消，按照先前的速度限制无法以抛物线轨迹命中基地，取消速度上限后，不需要获得升力滑行便能命中基地。
- 3.增加了“眩晕”机制，每命中一次前哨站就能使对方所有操作手操作界面被遮挡五秒，每命中一次基地则“眩晕”十秒，且能够叠加，这在团战中能发挥巨大作用。

1.2 需求和矛盾分析

飞镖系统的需求有：打击前哨站、打击基地、干扰敌方地面单位。其中前两项需要极高的精度，目标仅为装甲板大小，且需要在正确的角度触发红外模块，第三项对精度的要求稍低，目标为车辆，可以干扰打符或静止的机器人。三项任务都有精度要求，矛盾主要体现在落点的误差，如表 1.1 所示。

现有队伍均为无控制飞镖，根据回放分析，飞镖系统不能命中的原因可分为两点：第一点是因较大的落点散布，第二点是因上场瞄准误差及场地误差，尽管落点较为稳定，但并非落在识别区域。

表 1.1 主要矛盾

误差变量	产生原因
瞄准位置	场地误差、摆放误差
发射初速度大小	结构公差，反馈不足，质量误差
初速度俯仰角度	偏航控制背隙，结构刚度
初速度偏航角度	发射后坐力，结构刚度
飞镖阻力产生的切向加速度	飞镖不稳定摆动、质量误差
飞镖升力产生的法向加速度	飞镖偏航、滚转不稳定
制导算法	传感器输入不连续、算法不成熟

所以我们采用两种技术路线并行：

一是提高非制导飞镖的精度进行赛季保底，达到现有摩擦轮发射飞镖的效果；

二是进行制导飞镖的研发，大幅提高命中精度。为减少设计工作量及制作成本，两种飞镖采用同一发射架进行发射，两种飞镖采用模块化设计进行快速转换。

1.3 飞镖设计思路

飞镖有两个很重要的点，一是稳定性，二是制导时的操纵性。目前的问题是许多学校的飞镖没有足够的稳定性，导致发射后在各个角度翻滚，改变运动轨迹，这是因为飞镖受到扰动后回正力矩不足，或者滚转偏航耦合失控，且上赛季限制的初速度让自主飞行击中基地变得几乎不可能，现在初速度解除限制，飞镖不需要自主飞行能力，只需要在保证稳定性的情况下有改变轨迹的能力。上一赛季击中前哨站的命中率较低，根据回放主要有以下问题，发射架初速度重复性不高，发射角度误差，飞镖稳定性不足，且基本是无制导迫击炮类型飞镖。

1.3.1 飞镖飞行稳定性

首先考虑飞行稳定性，要实现击打目标，需要俯仰稳定性和横向稳定性，稳定性即飞行器受瞬时干扰后是否具有恢复到原来平衡状态的趋势，若飞镖在收到随机微小扰动后不能恢复，开始不受控制的旋转，在气动力的作用下必然不能准确击中目标。

以俯仰稳定性为例，对于左右对称的飞行器，飞镖的气动力相对于重心产生的力矩，进行无量纲化后称为俯仰力矩系数，抬头为正低头为负，机翼、尾翼、机身都能对此产生影响，

全机的纵向力矩系数可简单的表示为工程上的常用公式：

$$C_m = C_{m0} + (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac})C_L$$

C_{m0} 表示全机零升力矩系数， \bar{x}_{cg} 为质心距平均气动弦前缘的距离， \bar{x}_{ac} 为气动中心位置，即为迎角变化时全机升力增量作用点，当迎角增加时，有低头回正力矩，当迎角减小时有有抬头力矩时，具有恢复到原来平衡状态迎角的趋势是为纵向静稳定的，对应的是下图的情况，另外焦点与质心之间的距离 $x_{cg} - x_{ac}$ 称为稳定裕度。

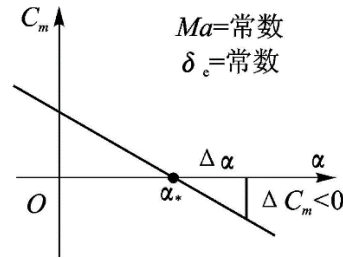


图 1.1 俯仰静稳定状态力矩系数与迎角关系

横航向静稳定性方面，对于正常构型的飞行器，飞行过程中会出现非对称运动，包括侧滑、滚转和偏航运动，虽然在小扰动线性理论中横航向运动基本上不影响纵向力和力矩，而只是引起与横向运动参数侧力 C 滚转转力矩 L 和偏航力矩 N 变化

$$\left. \begin{aligned} C &= C_\beta \beta + C_p p + C_r r + C_{\delta_r} \delta_r + C_{\delta_{T_z}} \delta_{T_z} \\ L &= L_\beta \beta + L_p p + L_r r + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\ N &= N_\beta \beta + N_p p + N_r r + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r + N_{\delta_{T_z}} \delta_{T_z} \end{aligned} \right\}$$

式中 β 为侧滑角， δ_a 为副翼偏角， δ_r 为方向舵偏角， δ_{T_z} 为航向推力矢量偏角。当这些变量较小时,可用近似的线性关系表示。

航向稳定性方面，若受到外界干扰产生小侧滑，而产生抵消侧滑的偏航力矩，不加操纵的条件下干扰消失，对应途中实线部分，称为有航向静稳定性。

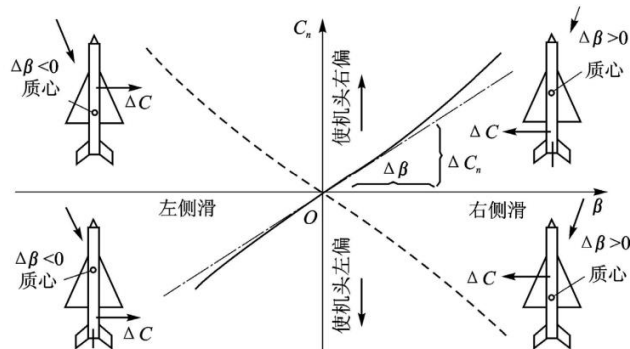


图 1.2 航向静稳定状态力矩系数与侧滑角关系

横向稳定性方面,对于正常飞行器,受到外界非对称瞬时干扰时,使飞行器产生小倾斜角,升力 L 和重力 W 的合力作用将使飞行器侧滑,飞机将产生滚转力矩,不加操纵时,这滚转力矩具有减小滚转角趋势,使机翼水平,此时称飞行器在原平衡状态具有横向静稳定性。

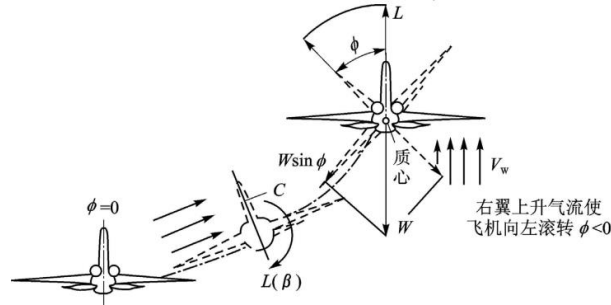


图 1.3 横向静稳定状态

对于飞镖的工作状态,需要击中固定的目标,在无控制飞行中,俯仰稳定性和航向稳定性最为重要,维持飞镖以理想的抛物线轨迹运动,不产生随机扰动带来的随机落点变化,而横向稳定性则不优先考虑,只需要不影响飞行轨迹。

1.3.2 飞镖飞行操纵性

对于制导飞镖的稳定性和操纵性分析,设基准运动为水平定常直线飞行,由纵向小扰动运动方程化简得以下结果。(系数含义如下: L 升力、 D 阻力、 C 侧力、 L 滚转力矩、 M 俯仰力矩、 N 偏航力矩、 C_l 、 C_m 、 C_n 滚转、俯仰、偏航力矩系数、 C_L 、 C_D 、 C_C 升力、阻力、侧力系数、 α 迎角, β 侧滑角、 p 滚转角速度、 q 俯仰角速度、 r 偏航角速度、 δ_r 偏航舵角、 δ_e 俯仰舵角、 ψ 偏航角, θ 俯仰角, Φ 滚转角、航迹偏航角 x , 航迹倾斜角 γ)

$$\frac{dx}{dt} = \dot{x} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_V & X_\alpha + g & 0 & -g \\ -Z_V & -Z_\alpha & 1 & 0 \\ \bar{M}_V - \bar{M}_\alpha Z_V & \bar{M}_\alpha - \bar{M}_\alpha Z_\alpha & \bar{M}_q + \bar{M}_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_r} \\ -Z_{\delta_e} & -Z_{\delta_r} \\ \bar{M}_{\delta_e} - \bar{M}_\alpha Z_{\delta_e} & \bar{M}_{\delta_r} - \bar{M}_\alpha Z_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} = Ax + Bu$$

其中状态矢量 x ; 操纵矢量 u , δ_e 为气动舵面偏角(常规飞机纵向为升降舵或全动平尾), δ_r 油门杆位置,对于飞镖的控制,在不考虑推力时 $\delta_r = 0$, 只用考虑舵面偏角的影响,升降舵偏转会影响 \dot{V} 、 $\dot{\alpha}$ 、 \dot{q} , 其中:

$$X_{\delta_e} = -C_{D\delta_e} \frac{q \cdot S}{m}$$

$$Z_{\delta_e} = C_{L\delta_e} \frac{q_* S}{m V_*}$$

$$\bar{M}_{\delta_e} = C_{m\delta_e} \frac{q_* S c}{I_y}$$

舵面偏角会产生额外的阻力影响速度，产生俯仰力矩影响迎角和俯仰角，这在后续的飞控编写中需要考虑，因为是不能避免的，也是操控飞镖机动的必要因素。若考虑推力，则会使控制参数更加复杂，增加飞镖结构重量，降低气动力的作用效果，影响法向加速度，增加成本，所以飞镖不采用含推进动力的方案。

线性化的横航向动力学方程式重写为

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Y}_\beta & \alpha_* + \bar{Y}_p & \bar{Y}_r - 1 & g \cos \theta_* / V_* \\ \bar{L}_\beta & \bar{L}_p & \bar{L}_r & 0 \\ \bar{N}_\beta & \bar{N}_p & \bar{N}_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_* & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \bar{Y}_{\delta_r} \\ \bar{L}_{\delta_a} & \bar{L}_{\delta_r} \\ \bar{N}_{\delta_a} & \bar{N}_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \stackrel{def}{=} \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}$$

其中状态矢量 \mathbf{x} ；操纵矢量 \mathbf{u} ； δ_a 和 δ_r 分别为分别为副翼和方向舵偏角，副翼和方向舵会耦合影响 \dot{p} 和 \dot{r} ，其中：

$$L_{\delta_a} = C_{l\delta_a} q_* S b$$

$$L_{\delta_r} = C_{l\delta_r} q_* S b$$

$$N_{\delta_a} = C_{n\delta_a} q_* S b$$

$$N_{\delta_r} = C_{n\delta_r} q_* S b$$

副翼的偏转不仅会影响滚转角加速度还会影响偏航角加速度，方向舵同理，不仅会影响偏航角加速度还会影响滚转加速度，滚转和偏航的耦合，对于飞镖击中目标的控制十分不利，俯仰机动尚可通过升降舵控制，正常构形的飞机航向机动是由副翼和方向舵协同控制的，横航向控制耦合，这对于 2 秒以内击中目标的飞镖是不能接受的。

飞镖的控制应该是快速且直接的，所以不能采用飞机的布局形式，需要滚转和偏航控制解耦，这意味着飞镖不应只是左右对称，还应上下对称；为了有足够的前后落点左右落点的控制距离，纵向的升力系数和横向的升力系数都应该足够，这要求飞镖既要在纵向有足够的升力线斜率、面积、控制力矩，在横向同样有这些特性。

1.4 飞镖发射架设计思路

飞镖发射架主要有两种构型：弹射和摩擦轮发射，它们各有优劣。

摩擦轮发射从初次飞镖命中到如今仍为主流的设计方案，主要优点有：1.结构简单，体积小，发射动力为数对摩擦轮；2.发射精度较高，重复性较好，电机转速有反馈便于定速；3.有开源方案便于学习，研发成本较低。

但也有一些无法避免的缺点：1.对镖体冲击较大，增加飞镖强度要求，增加质量，影响传感器，不便于制导控制；2.对飞镖的尺寸有限制，无法布置大展弦比的弹翼，与高机动的飞镖要求相矛盾；3.摩擦轮存在磨损、加工误差、间距设置等困难。

存在一些弹射发射方案，但有更多问题：使用皮筋会老化，单滑轨装弹复杂，拉伸储能速度慢，多轨道体积重量大，结构复杂，初速度难以达标等等。

尽管摩擦轮发射有诸多优点，且有成功案例，但是有着冲击大和尺寸限制的硬伤，无法用于制导飞镖的发射，为了适应飞镖的设计，只能重新研发全新的使用拉簧弹射发射的发射架。

发射机构最大加速度应该小。由于尺寸限制加速的长度有限，要在尺寸限制内尽可能提高加速的距离，对于加速过程，应该使得加速度变化斜率较小。要达到这两个目标，结构上需要特殊设计，拉簧不能挤占加速距离，需要通过定滑轮与之并排，钢制拉簧的重量较重需要放在较低的位置，拉簧的伸长距离越长，本身的长度也需要加长，加速距离加上拉簧长度会超过长度限制，这使拉簧直接驱动滑台的方案不能实现，使用滑轮组可以减少拉簧运动距离，降低最大加速度。

综合考虑，飞镖发射架采用拉簧与动滑轮组组合方式弹射发射。解决摩擦轮式的痛点，但大幅增加储能机构、装弹机构的复杂程度，不过一切皆有可能。

2. 技术方案

2.1 发射架

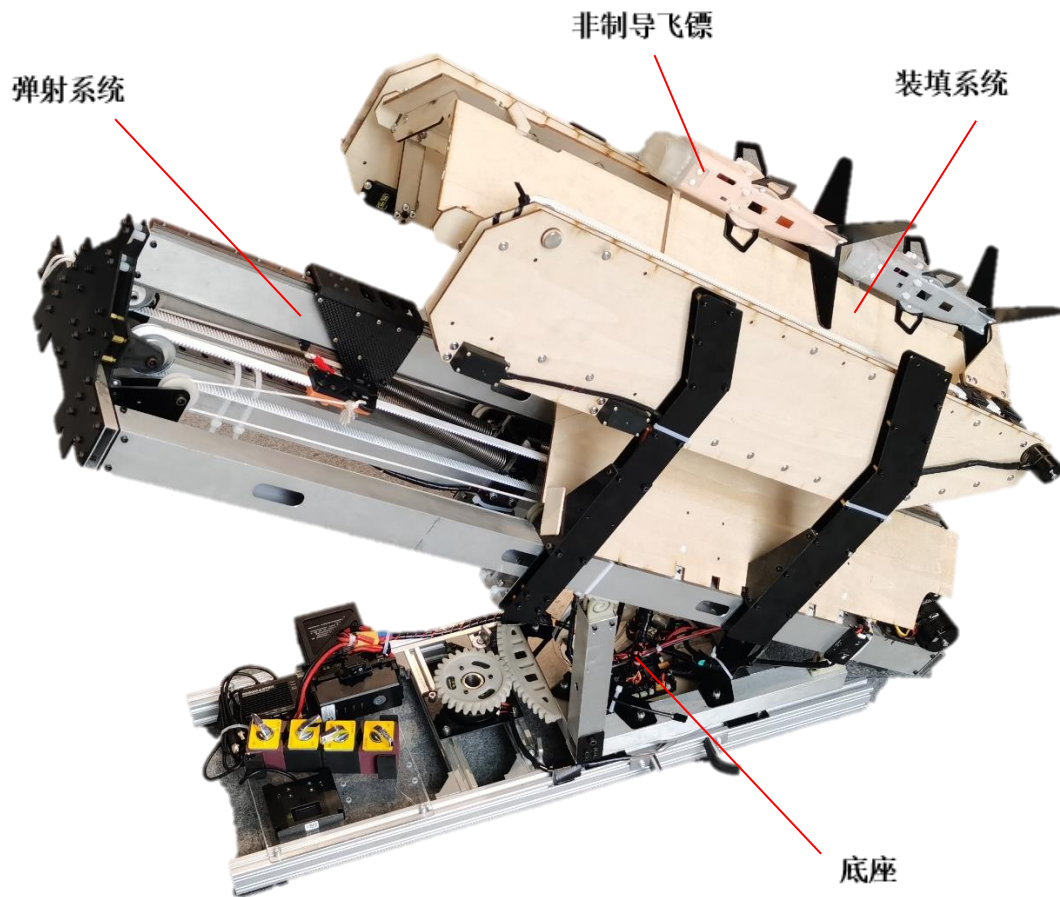


图 2.1 飞镖系统整体

表 2.1 主要参数

名称	参数
Pitch 范围	不可调 35°
Yaw 范围	±15°
发射架质量/kg	15
长宽高/mm	930*276*810
15s 最大射频	2
发射初速度 m/s	连续可调

2.1.1 弹射系统

2.1.1.1 滑台

滑台会与飞镖共同加速，其质量会影响飞镖的加速，所以要控制滑台的重量；并且滑台要在较短的距离快速减速停止，有着较大加速度，滑台又需要足够的强度；为了避免发射及装弹过程中弹翼与滑台之间的干涉，滑台需要一定的高度，将飞镖与驱动组件隔开，使得滑台有较大的尺寸。这三个因素对结构设计有着较高的要求。

综合考虑后滑台采用尼龙 3d 打印与碳纤维板材复合。

使用 mgn9 滑块作为滑台导向，在驱动过程中会产生一个弯矩，如图 2.2(a)所示，第一版设计中认为这个弯矩会对滑台产生影响，因此设计了两个前后错位的滑台进行抵消，在后来的测试中发现减少一个滑台并不会会有较大影响，减少的滑台重量还带来许多好处，经过测试没有出现问题。

使用 4mm 碳纤镂空板将拉力传递至上方，利用其较高的刚度，进行击发和上膛的控制，并且承受减速冲击。

将两块较薄的碳板分隔一段距离，中间填充打印件用螺栓贯穿固定。在纵向，发射飞镖时产生的弯矩和剪力由碳板承担，传递到下方；在横向，可大幅增加惯性矩，增加刚度提高稳定性，打印件承受较小的横向弯曲剪力，碳板承受正应力。使 0.5mm 厚碳板承受主要纵向及横向载荷，对打印件进行镂空减重。透视图如图 2.2(b)所示，打印件上部及左右大幅镂空，与飞镖接触部分为了避免发射时的刮蹭，镂空没有完全穿透。

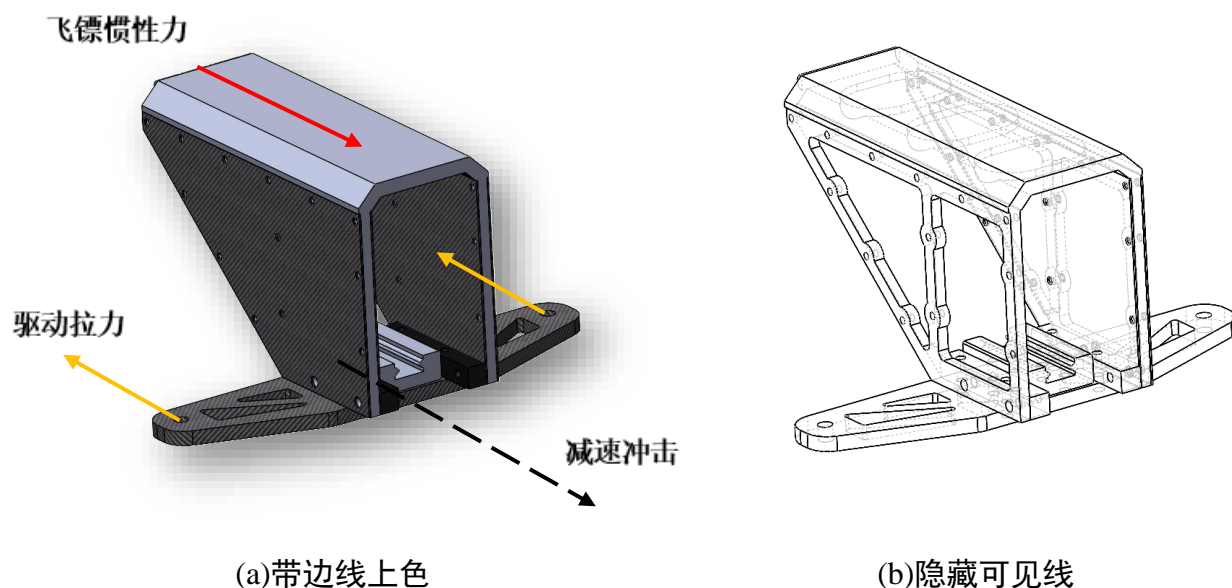


图 2.2 滑台示意图

2.1.1.2 储能

飞镖发射架采用拉簧与动滑轮组组合方式弹射发射。由于钢制拉簧有着较大的质量，在收缩过程中加速会消耗大量能量；制导飞镖的硬件对最大加速度有限制，需要使加速平缓，使用较长的加速行程；拉簧收缩行程和机械结构产生矛盾。为了解决上述问题，使用四级动滑轮连接拉簧，结构简图如图 2.3 所示

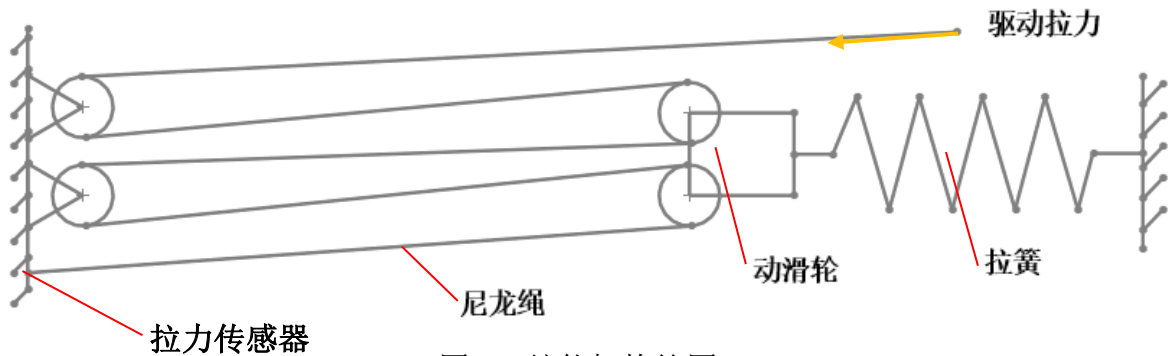


图 2.3 储能机构简图

其中为了确保稳定性，动滑轮采用 mgn9 滑块进行导向。

对弹簧进行选型，弹簧的计算公式为：

$$k = \frac{Gd^4}{8nD^3}$$

$$\tau = \frac{8kDP}{\pi d^3}$$

其中 d 为线径， D 为弹簧中径， P 为轴向载荷， G 为剪切模量， n 为工作圈数， τ 为切应力。

采用能量法计算飞镖获得的速度,其中弹簧储存的能量为:

$$E = 0.5(2 * F_0 + L * k) * L$$

其中 F_0 为拉簧初始张力， L 为发射行程， k 为弹性模量

飞镖获得的速度为:

$$V = \sqrt{2/(m_{huatai} + m + 1/16 * m_{quarterV}) * (E - f * L)};$$

编写 matlab 程序进行计算可快速迭代。改变不同参数以获得不同的发射初速度。但由于加工方式等不同，导致拉簧初张力难以得出，算出合适弹簧参数时还需要实验验证，第一次采购的弹簧便因为初始张力大于设计时拉伸一段距离的工作张力，导致发射速度过快，更换弹性系数更小的弹簧。

为确保储能的重复性，增加力的反馈，使用拉力传感器进行初始张力测量，安装位置如图 2.4 所示。通过测得的拉力、各部分质量与发射的初速度可对未知参数进行确定，加快迭代的速度，便于确定不同的参数对初速度的影响，对于落点标定有易。

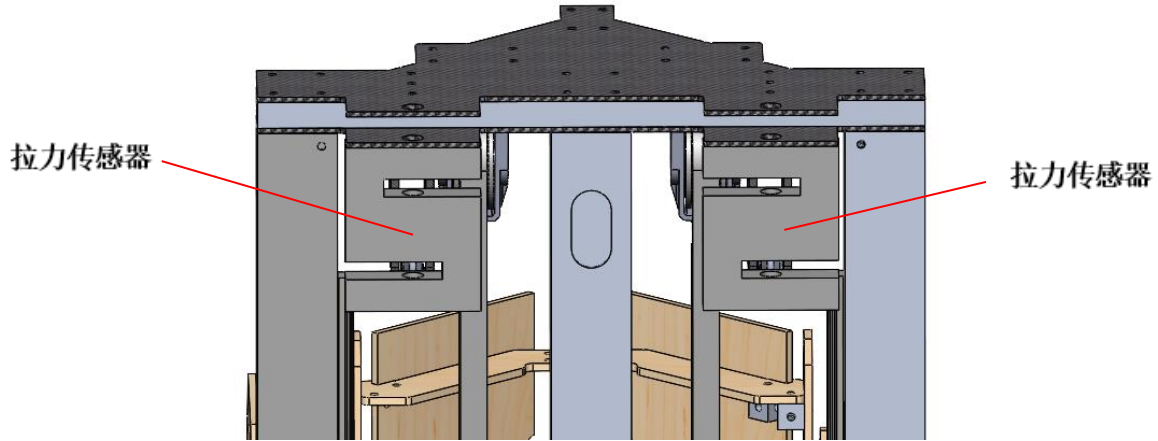


图 2.4 拉力传感器安装位置

2.1.1.3 拉紧与击发

拉紧通过两个 3508 电机带动同步带，将滑台拉回扳机，再返回最前端等候发射，使用打印件接驳同步带，并且带动滑台向后运动至扳机处，如图 2.5 所示。

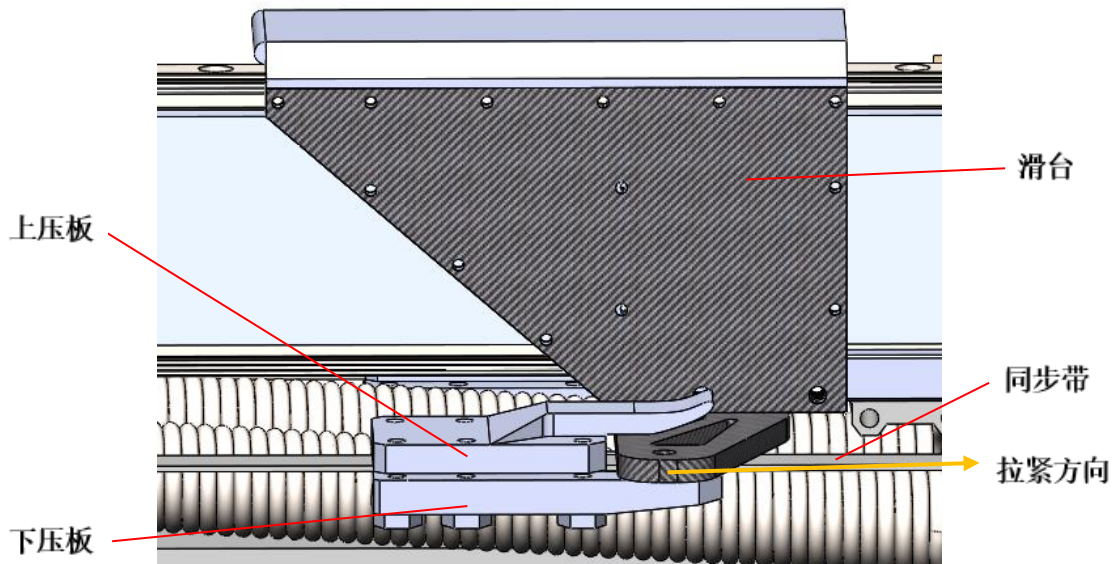


图 2.5 滑台拉紧示意图

发射机构的扳机部分为整体可运动的，通过调节发射位置改变加速行程来调节初速度，使用丝杆控制前后；用 mgn9 滑块对整体进行左右上下限位，以便提高丝杆抗压的稳定性，不发生失稳；使用推力轴承对丝杆进行前后限位，以保证在上膛有压力时仍然可以进行初位置调

节；使用弹性联轴器与 2006 电机相连，避免同轴度不高的影响；使用舵机在下方进行击发，通过柔性绳索连接扳机，扳机通过一个小型拉簧与 mgn9 滑块相连，保持拉紧状态，可以在拉紧滑台时不需要主动操作便能卡上扳机；扳机与轴承接触的地方采用一对轴承接触，减少摩擦力，并且将 4mm 碳板与轴承接触的地方打磨出斜面，降低击发所需力矩。

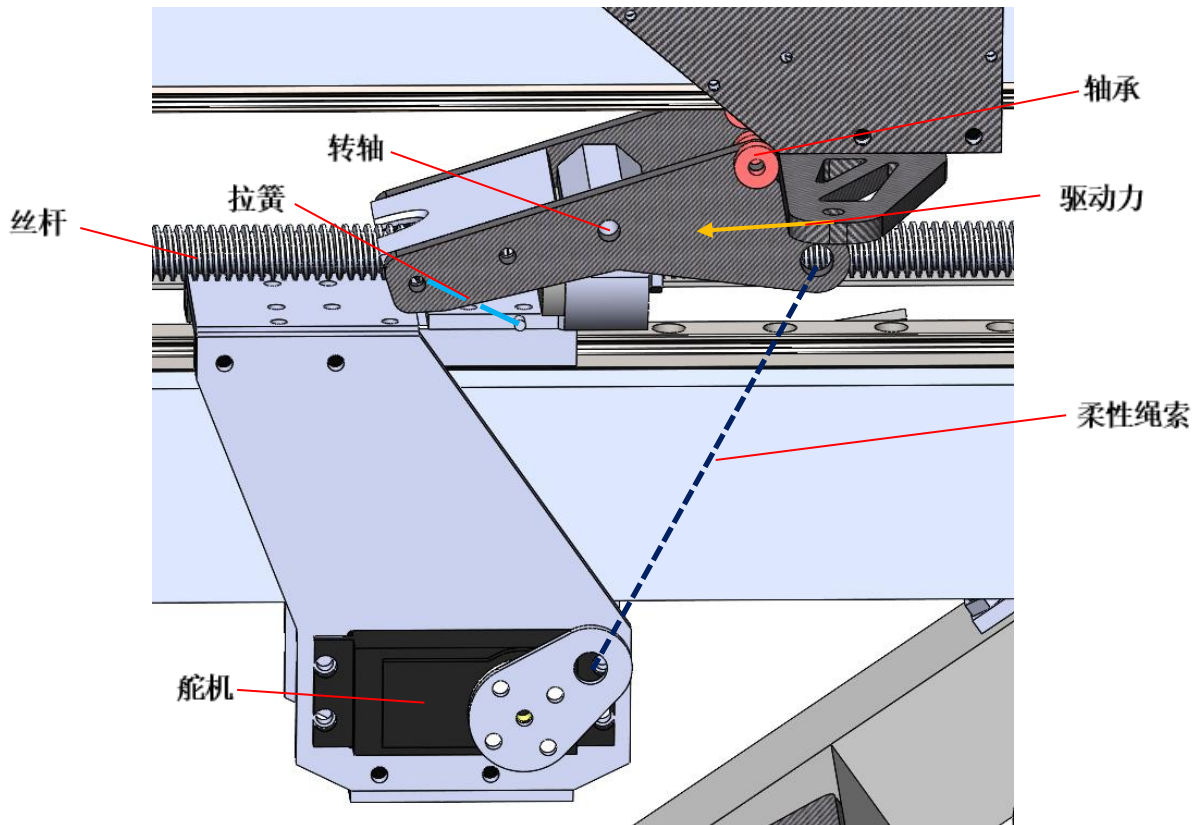


图 2.6 扳机示意图

由于尺寸限制，只能使用单个舵机进行击发，势必会对舵机安装处和扳机产生一个扭矩，这个扭矩造成的形变若过大，会无法击发，不幸的是 mgr9 滑轨由于极惯性矩较小抗扭刚度小，在铝方管设计之初未考虑到设计安装孔余量，后来增加抗扭设计，如图 2.7 所示为抗扭设计。击发时，在柔性绳索两端会产生较大拉力，力由舵机经安装的板材传递至滑轨，整体会产生扭转变形，舵机连杆至扳机的距离变近，使得无法完成击发，增加一块垫块后，在前后移动扳机时不会与铝方管发生摩擦，击发时产生变形垫块与铝方管接触，将扭力转化为一对力偶传递至铝方管，铝方管的抗扭刚度较大，使得击发时的变形大幅减小。

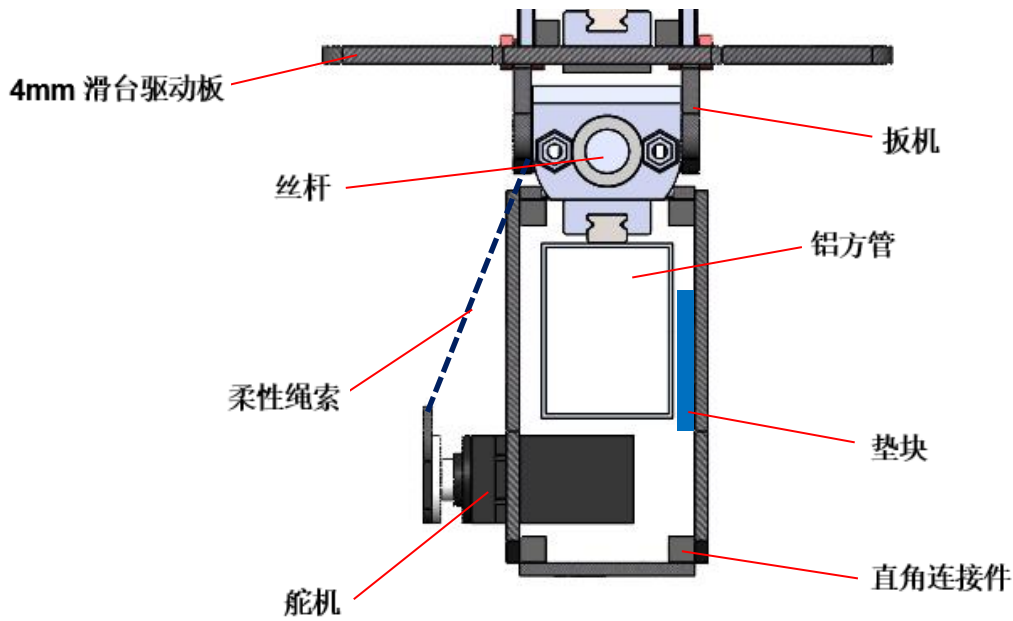


图 2.7 抗扭设计

拉紧和发射过程需避开其他结构避免干涉，飞镖、滑台、上膛、击发等结构都需要协调布置。，最终前视效果如图 2.8 所示。

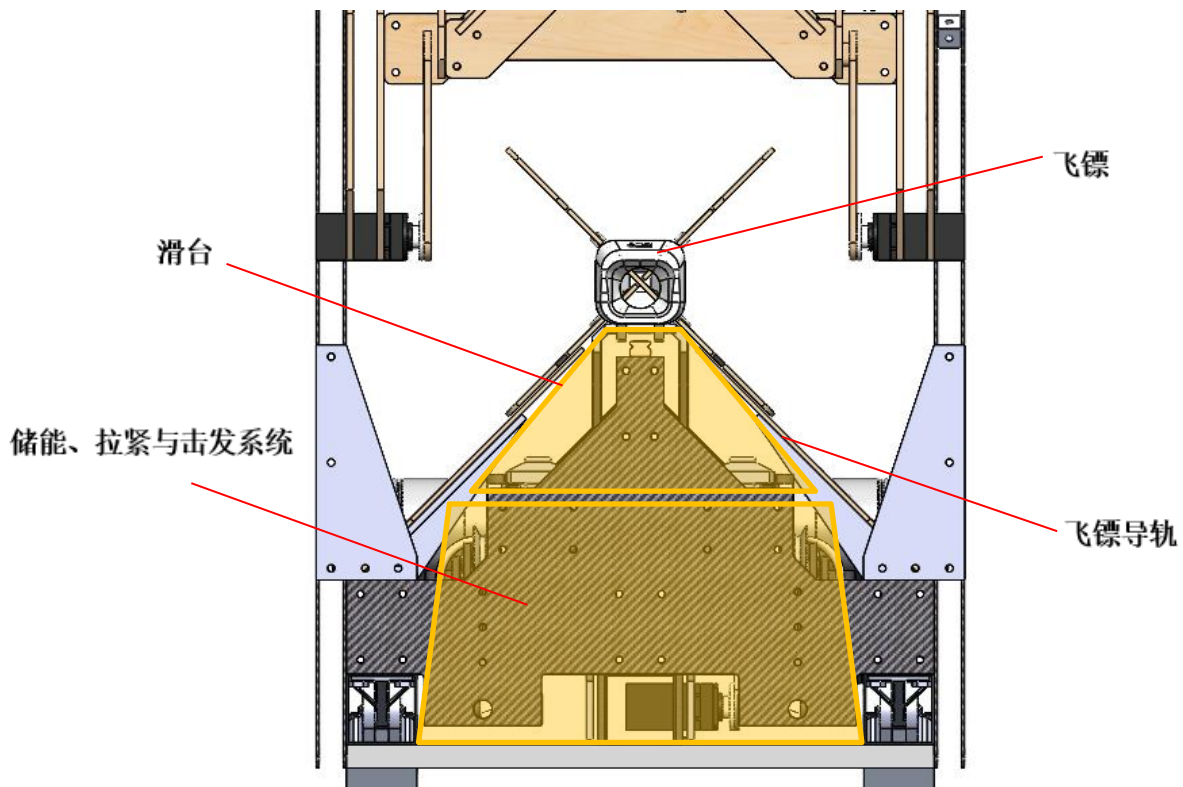


图 2.8 发射机构前视图

2.1.1.4 滑台缓冲

滑台会以近 20m/s 的速度在较短的距离中减速，会产生较大冲击，为了让结构不被破坏，经过了 3 次迭代。初始利用油压缓冲器，但缓冲距离过短，阻尼项大，高速时冲击太大，后来选用拉簧进行缓冲，阻尼小冲击较小，但是会有较大振动，拉簧减震第一版拦阻器过于看

重刚度，导致重量较大，更增大了冲击。最终采用 mgn9 滑块+tpu 打印件+尼龙绳的方案进行拦阻。如图 2.9 所示，飞镖与滑台分离，拉簧伸长。

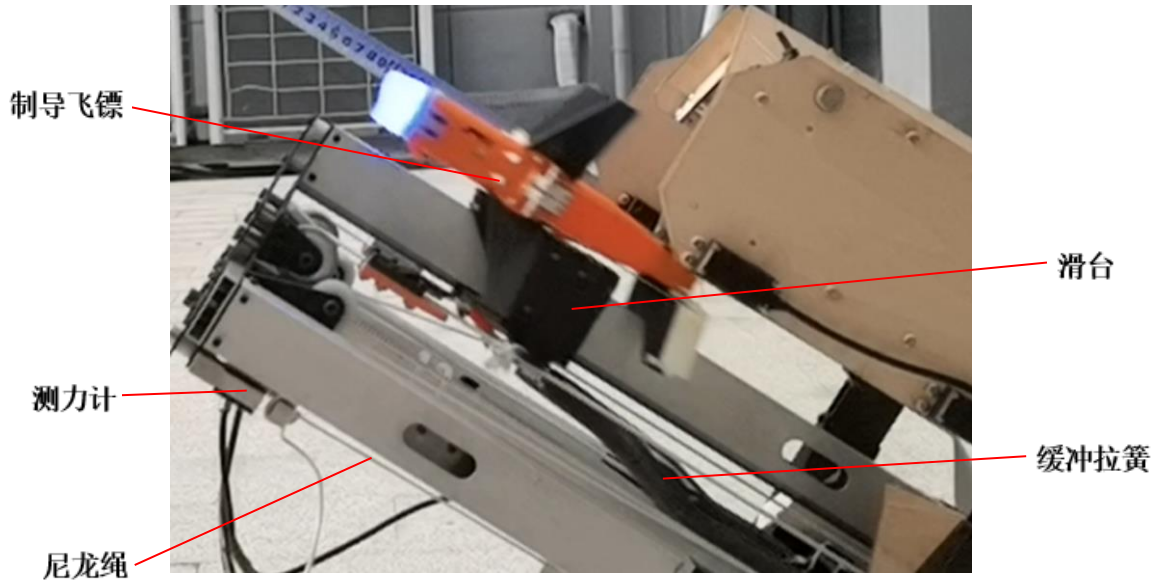


图 2.9 拉簧缓冲瞬间

2.1.2 装填系统

由于制导飞镖的尺寸较大，换弹又是巨大的考验。第一版设计为横向放置，通过飞镖左右及前后的移动减少空间占用，再从弹舱掉落至下方的滑轨上，但再实际测试中发现掉落过程会出现一些不可控的碰撞和反弹影响可靠性，会出现无法正常发射的情况。

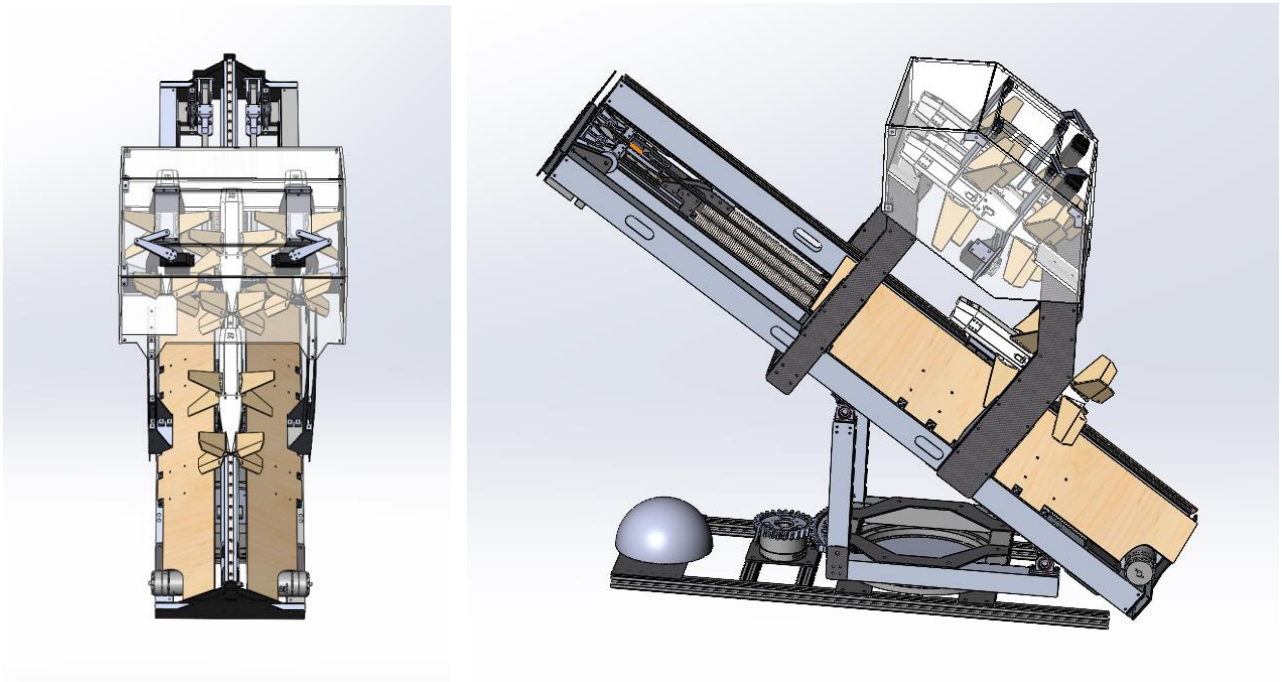


图 2.10 横向换弹方案

于是在空间上做出牺牲采用纵向装弹的方案，飞镖储存于上层滑轨，通过同步带进行前后

控制，将下部的飞镖推至上部，通过平行四边形装弹机构转移至下层滑轨，滑落后卡在滑台上，平行四边形装弹机构上移避开发射路线，再进行发射。经过实验验证这种方案十分稳定。

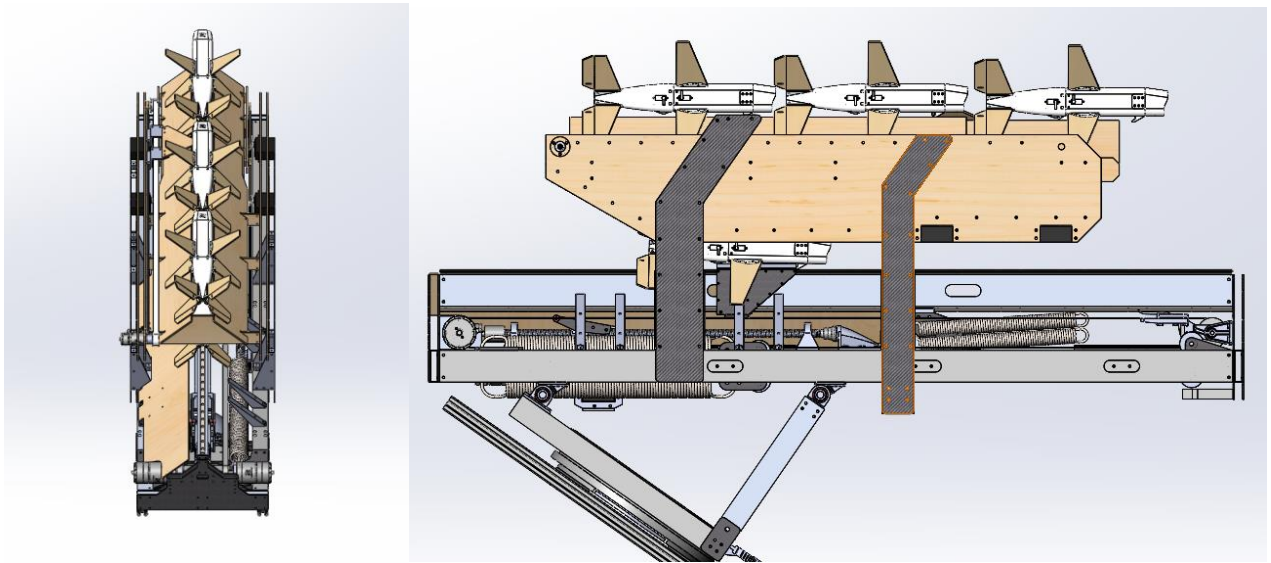
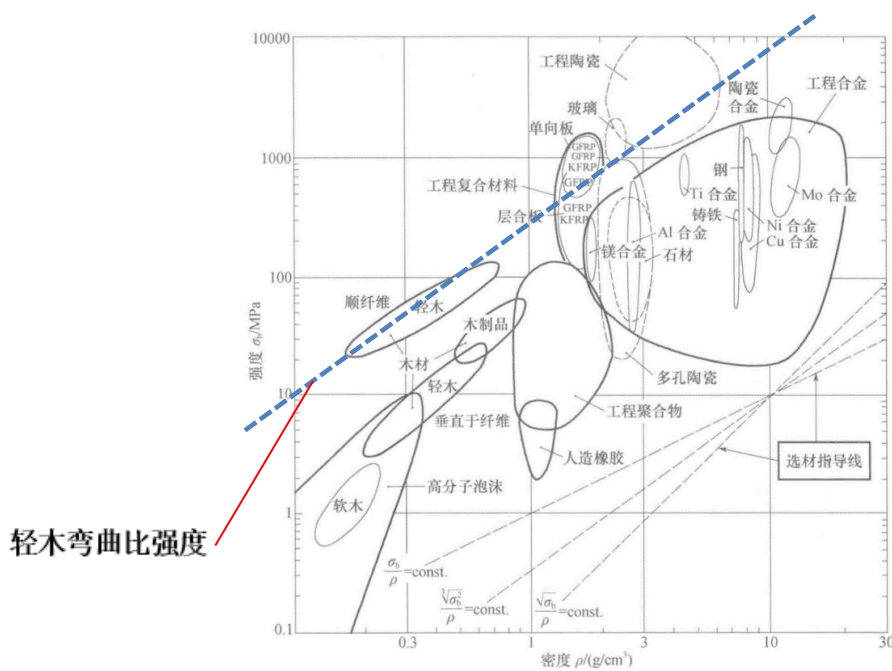


图 2.11 纵向换弹方案

对于材料的选择，静强度设计一般以比强度作为参数来选择材料，不同受载比强度的表达不同，主要考虑弯曲强度和刚度，弯曲时的比强度为 $\sqrt[3]{\sigma_b^2/\rho}$ ，弯曲时的比刚度为 \sqrt{E}/ρ ，根据图 2.12 选择。蓝色虚线为轻木的弯曲比强度和比刚度，可以看到在顺纤维方向，木材有着相当高的比强度和比刚度，尽管在垂直于纤维的方向较低，但经过垂直方向复合的层木板依然有较好的力学表现。装填系统无较大集中载荷，所以对绝对的刚度强度要求不高，在受到较大弯矩的支撑柱使用玻璃纤维板材，在飞镖轨道采用层木板。



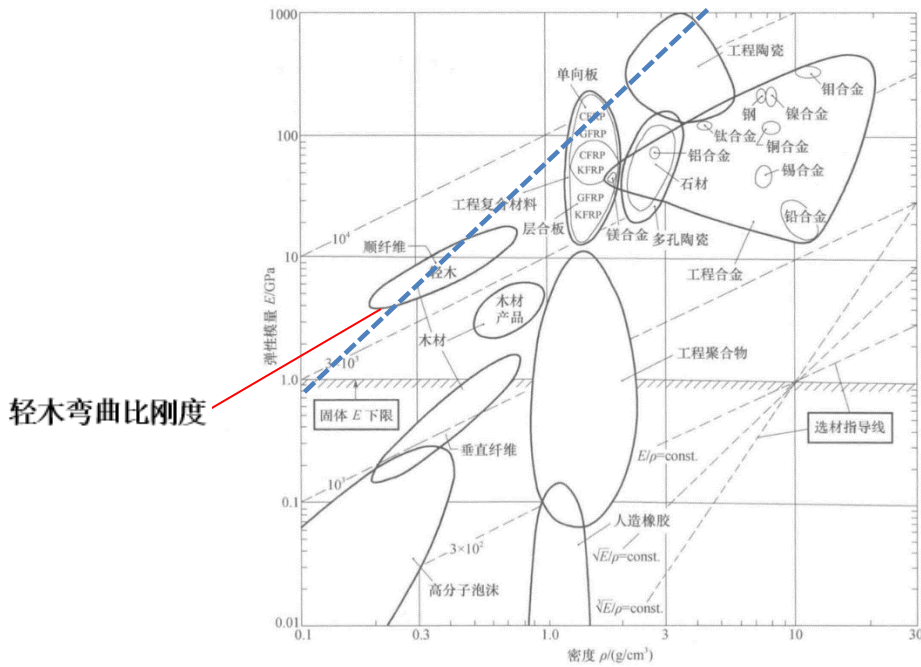


图 2.12 材料强度刚度重量特性

为进一步提高刚度强度降低重量，将结构板材设计为双层，中间使用铜柱连接抵抗弯曲剪应力，增大了结构的惯性矩，在支撑根部弯矩较大的地方进行加强，进一步增大刚度如图 2.13 所示，在飞镖轨道上布置诸多肋，增加刚度。

木板成本极低，大面积非承力部件上使用大幅降低了成本。

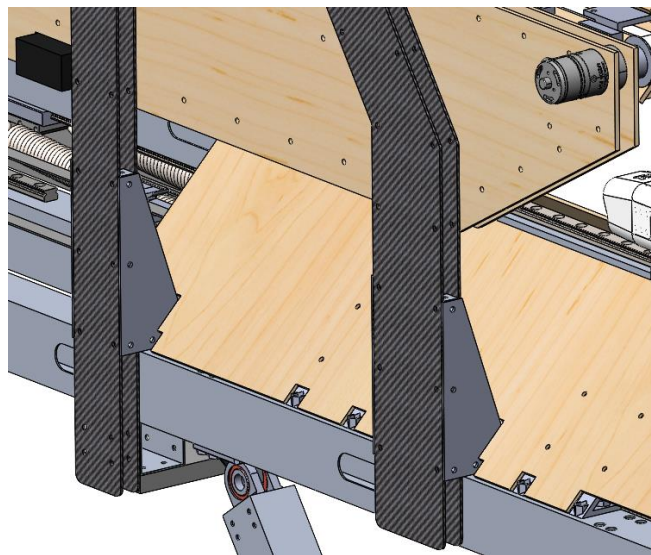


图 2.13 装填系统双层板材

为了防止飞镖在上下运输的过程中出现下滑，增加了一个低成本的重力驱动的挡片，在升降机没有接触滑轨时飞镖会卡住，当升降机下降接触到滑轨时，挡片顺时针运动失去阻挡的作用，飞镖下滑完成装弹，提高了换弹过程的可靠性，如图 2.14 所示。

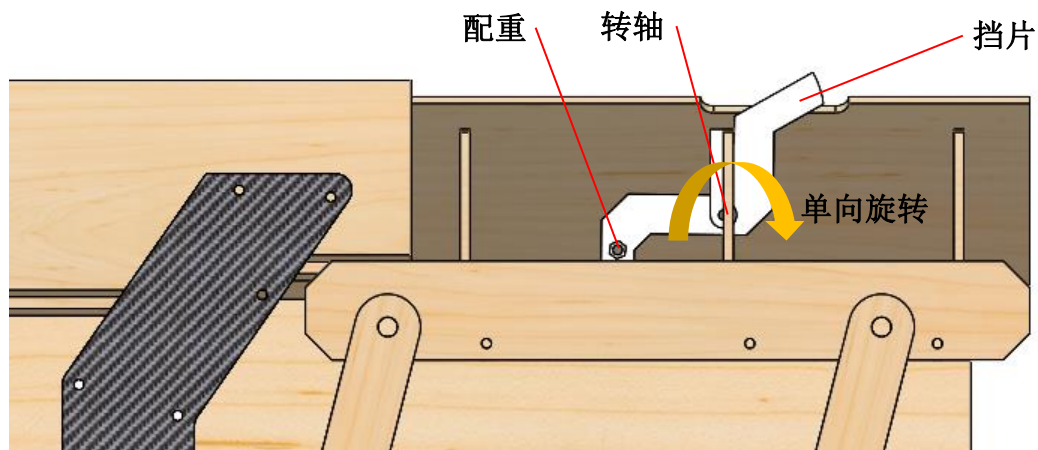


图 2.14 升降机防下滑装置

2.1.3 底座

底座如图 2.15 所示,为了提高发射的重复度,底座需要给发射机构提供稳定的初始角度。Yaw 轴通过一个 6020 云台电机调整,通过齿轮传动,齿轮使用尼龙材料,进行镂空减重降低打印成本,斜齿轮设计使得传动平稳,可调节位置设计使得齿轮传动几乎没有背隙; Pitch 轴设计为不可调,仅通过改变发射初速度改变落点,若可调会增加一个不必要的变量,增加的驱动机构也会产生误差,特别是有巨大后坐力和晃动的情况下。

使用餐桌轴承对上层结构和底座进行连接,防止晃动影响发射的角度。餐桌轴承通过垫板将上层铝型材和底座铝方管相连,连接刚度较好。

底座使用 4020 铝型材惯性矩较 2020 大四倍,底座更加稳定,下方粘贴橡胶条增大与地面的摩擦力,减少后坐力的影响,使用磁吸底座,在赛场上进一步提高稳定性。

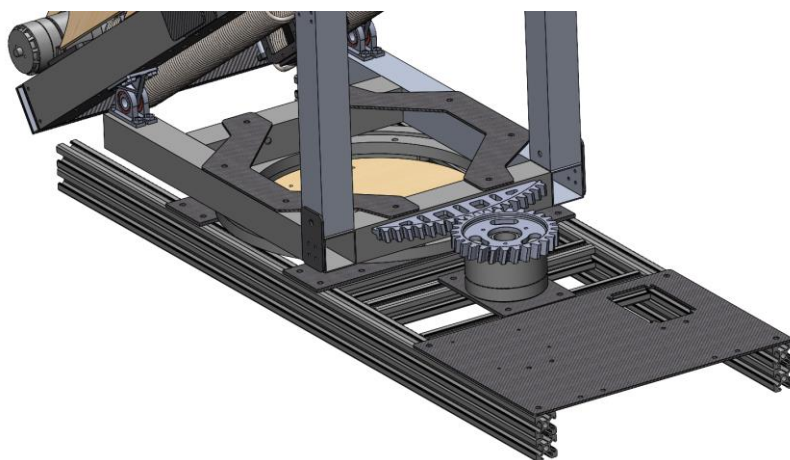


图 2.15 yaw 轴模块图

为了便于运输发射架,设计有快速折叠功能,大幅减少空间占用,如图 2.16 所示。

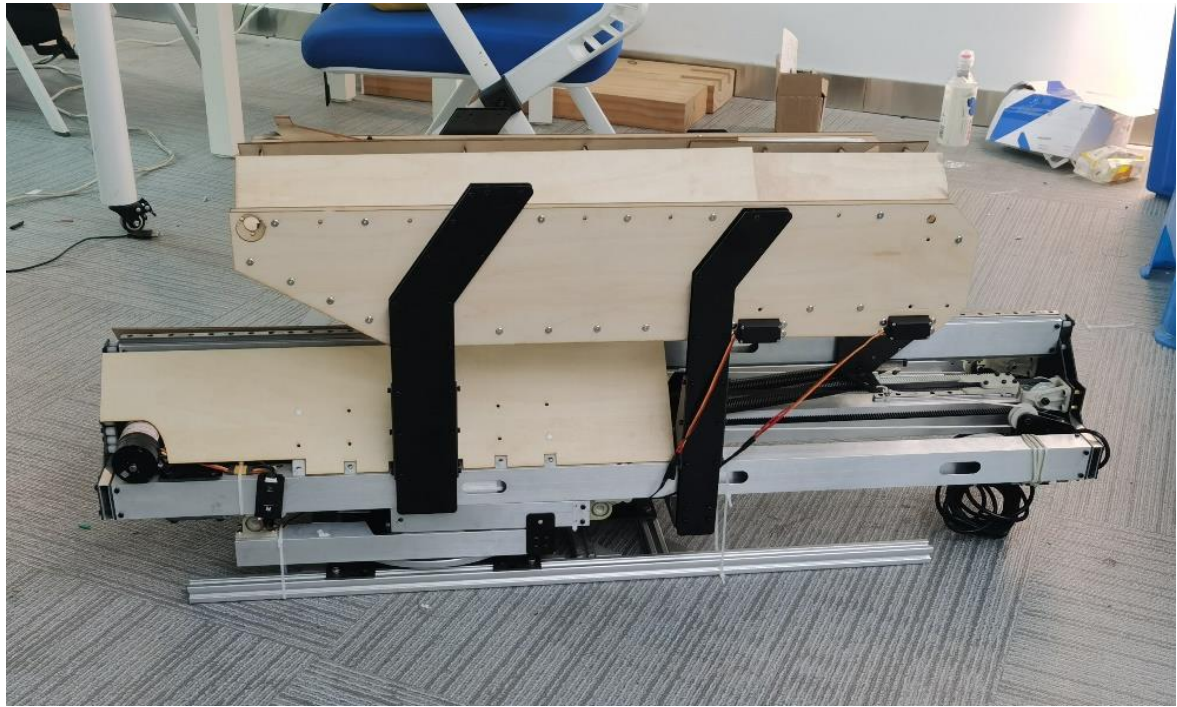


图 2.16 折叠状态

2.2 飞镖

2.2.1 制导飞镖

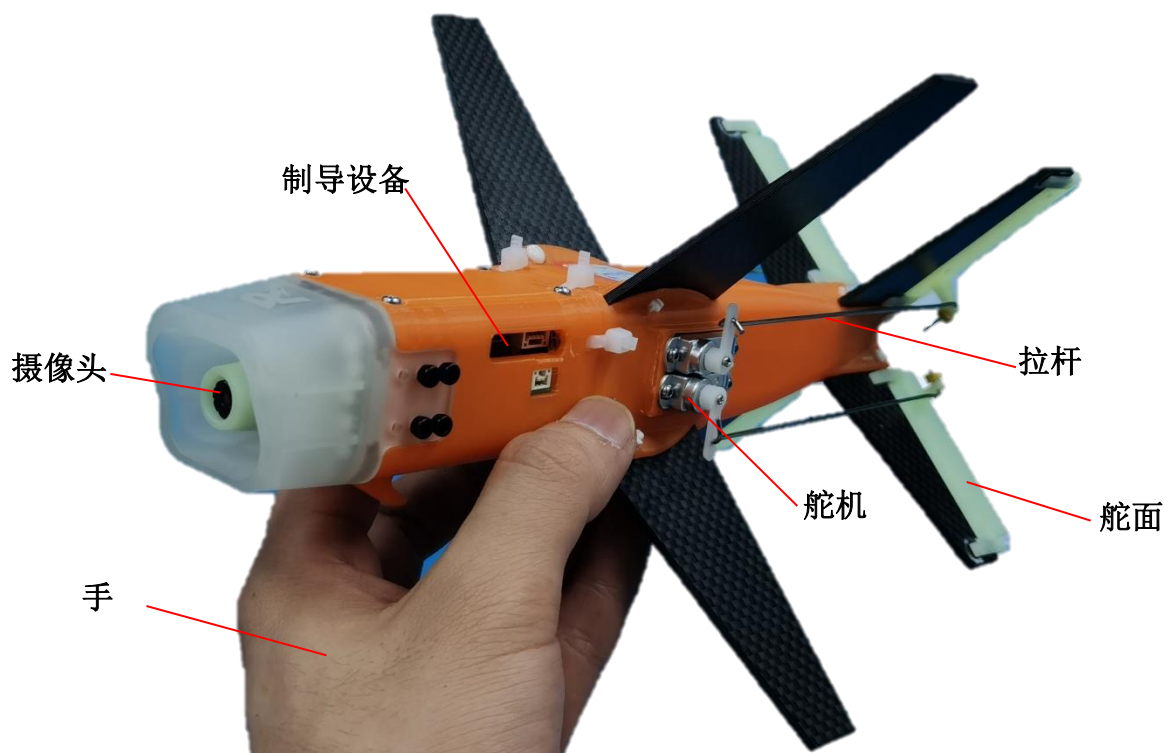


图 2.17 制导飞镖实物图

表 2.2 制导飞镖主要参数

名称	参数
制导飞镖质量/g	180
长宽高/mm	243*143*143
主翼面积/m ²	0.0062 (可增加)
尾翼面积/m ²	0.0033
舵面面积/ m ²	0.00085
材料	碳纤维板、tpu、8228 树脂

2.2.1.1 气动设计

机身的截面形状选择为与飞镖头相同，机身的侧面形状拉伸出一段存放电池与飞控板的空间，后端收缩，形成一个流线型，减少压差阻力，避免涡街，提高稳定性，留出舵机安装空间。

在机翼设计方面，当制导飞镖的飞行速度为 15m/s，机翼特征长度为 0.035m，在压强为 101.325kPa、温度为 20℃的条件下求出雷诺数 $Re = \frac{\rho v l}{\mu} = 35928$ ，雷诺数较低，粘性力占主要地位，会出现层流分离效应和非定常效应，容易受到湍流度和表面粗糙度的影响，大多数常规翼型在低雷诺数时的性能都不好，雷诺数减小，翼型的最大升力系数会降低，升力线斜率在过小的情况戏下也会降低，由于粘性的增强阻力系数不断增加，最大升阻比也会有较为复杂的变化，如图 2.18 所示。对翼型的优化收益较小，所以直接采用 **平板翼型**，加快迭代速度减少成本，升力不足再增大机翼面积，优化前缘半径、相对厚度、弯度等。

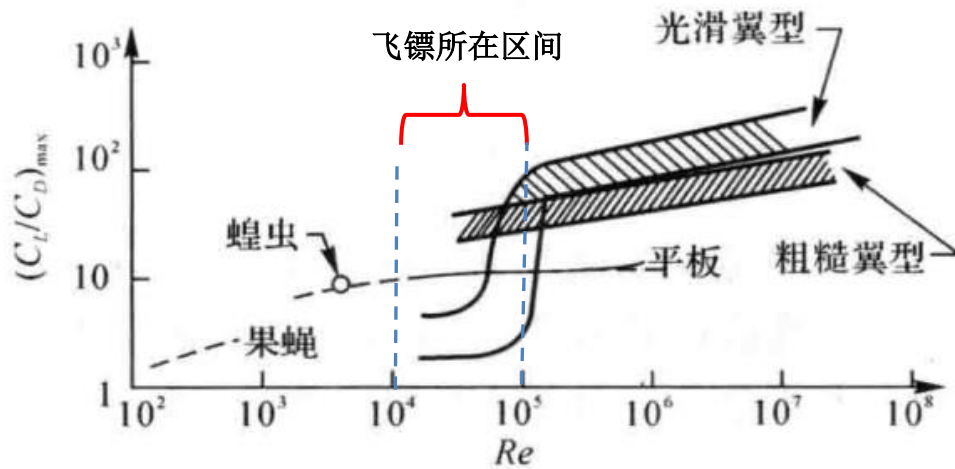


图 2.18 不同雷诺数下的最大升阻比

对于提供升力的主翼面，根据升力线理论，椭圆速度环量分布的平直机翼

$$C_L = \frac{C_l^\alpha}{1 + \frac{C_l^\alpha}{\pi\lambda}} \alpha$$

$$C_{Di} = C_L \Delta\alpha_i = \frac{C_L^2}{\pi\lambda}$$

其中 C_l^α 为升力线斜率， C_L 为升力系数， λ 为展弦比， α 为迎角， C_L 为升力系数， C_{Di} 为升致阻力。可以看出升力线斜率随着展弦比增大而增大，诱导阻力随着展弦比增大而减小，所以为了减小阻力和提高升力应该选用较大的展弦比，展弦比公式为 $\lambda = l^2/S$ ， l 为机翼的展长， S 为面积，所以应该在规则的范围内选用更大的展长。

而在大展弦比直机翼的失速特性中，由于诱导下洗速度沿翼展是不变的，因而沿展向各翼剖面的有效迎角也不变。所以，随着 α 的增大，整个展向各翼剖面同时出现分离，同时达到翼型的最大升力系数，同时发生失速，失速特性良好，如图 2.19 所示。

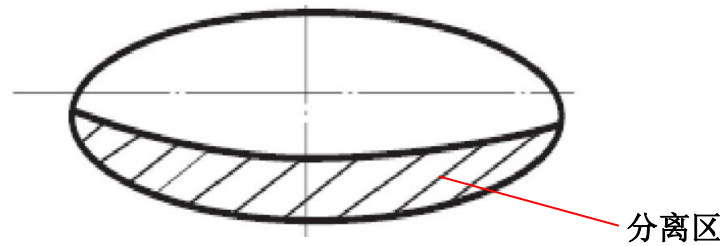
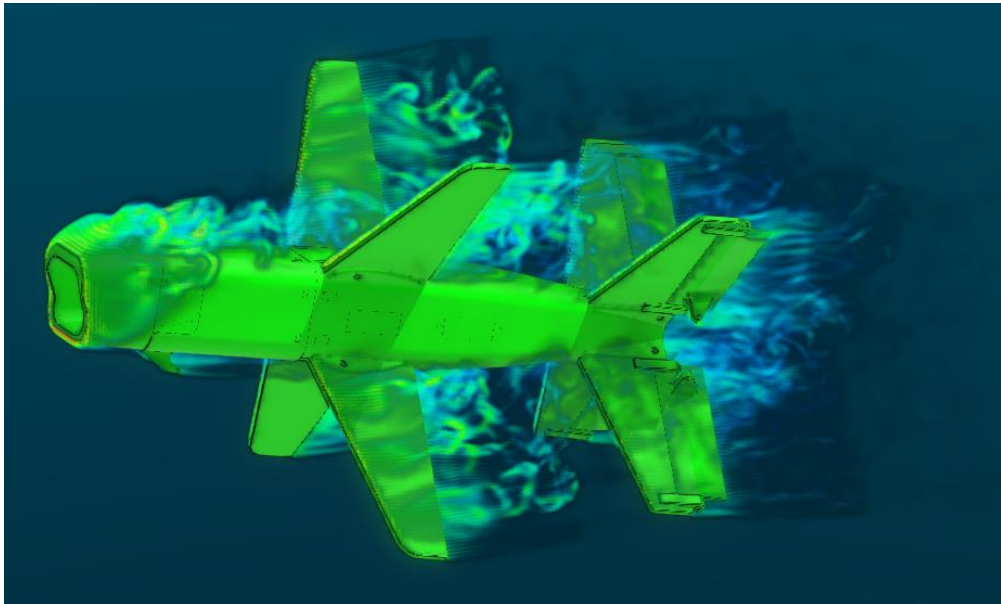


图 2.19 椭圆机翼失速示意图

综上所述，且考虑到与发射架的配合发射，无法采用十字型翼面，所以采用 x 型翼面，并且最大限度利用规则尺寸。在实际测试中，发现鸭翼操纵面在前，鸭翼在着陆时先接触地面，作为操纵面强度低，容易破坏，将飞镖布局变为传统布局，先触地的主翼为贯穿木板，将力分散传导至机身，抗冲击能力大幅提高。且在梯形翼梢根比 0.4 左右，具有与椭圆翼相似的效果。

XFLOW 软件是新一代的计算流体力学数值仿真软件，xflow 软件模拟流场时是基于介观格子玻尔兹曼理论方法和大涡模拟（LBM-LES）的，LES 可对微观小尺度进行模拟。计算模型无需划分网格，对模型要求不高，相比传统的数值模拟软件（如 Fluent 等），xflow 软件操作相对容易，可以实现计算机的并行计算，计算效率较高，如图 2.20 和图 2.21 所示为两个算例，分别计算 0° 滚转角和 45° 滚转角时 10° 迎角状态下的涡量云图。

图 2.20 0° 滚转角制导飞镖 10° 迎角涡量云图

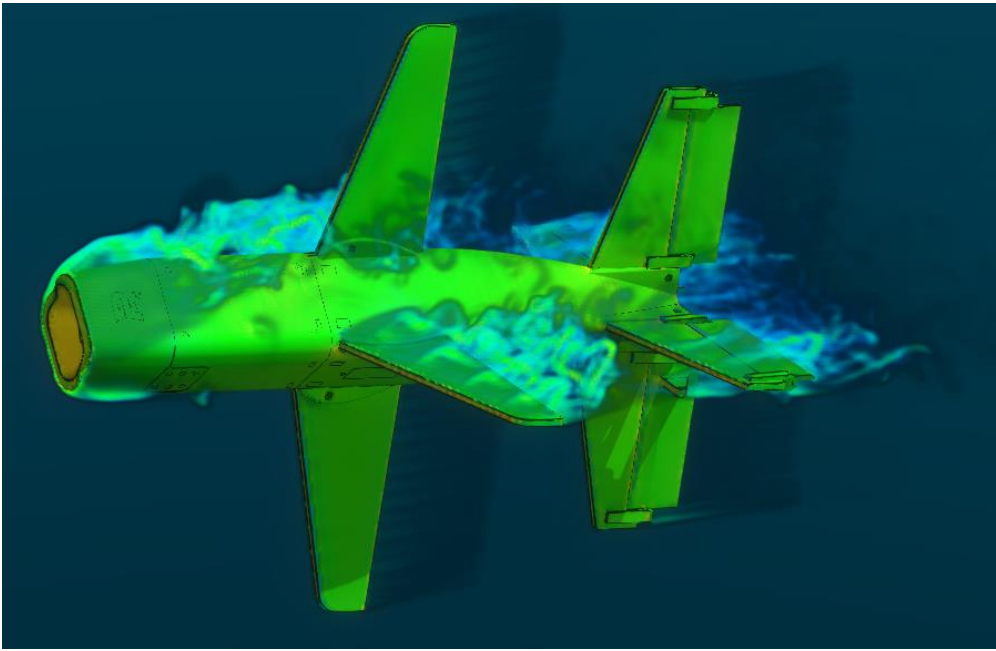


图 2.21 45° 滚转角制导飞镖 10° 迎角涡量云图

基于 XFLOW 的特点，一是可以对不同迎角的气动系数进行计算；二是可以研究力矩系数随迎角的非线性变化，给出合适的最大迎角；三是可以进行整个起飞过程的计算。

对 15m/s 的速度进行计算，舵面角度不变的情况下，改变迎角，得到升力系数与阻力系数如图 2.22 和 2.23 所示，由于为轴对称构型，也可代表不同侧滑角时的升力系数。由于存在两个方向：十字状态和 X 状态，对它们的升阻特性分别进行计算，得到的结果较为相近。

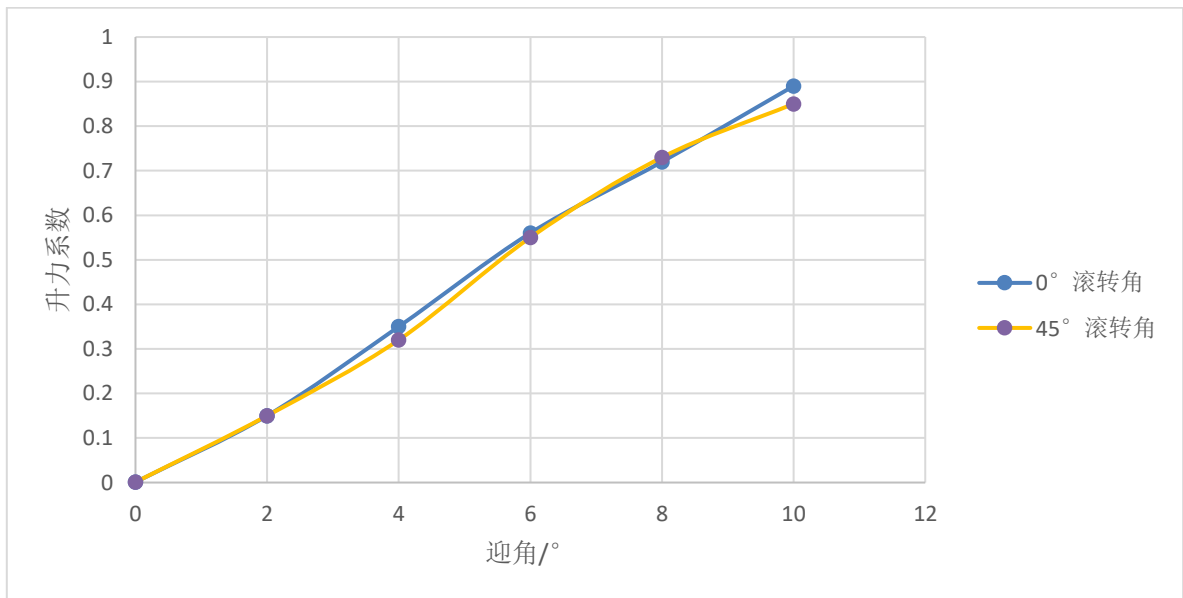


图 2.22 0-10° 迎角升力系数

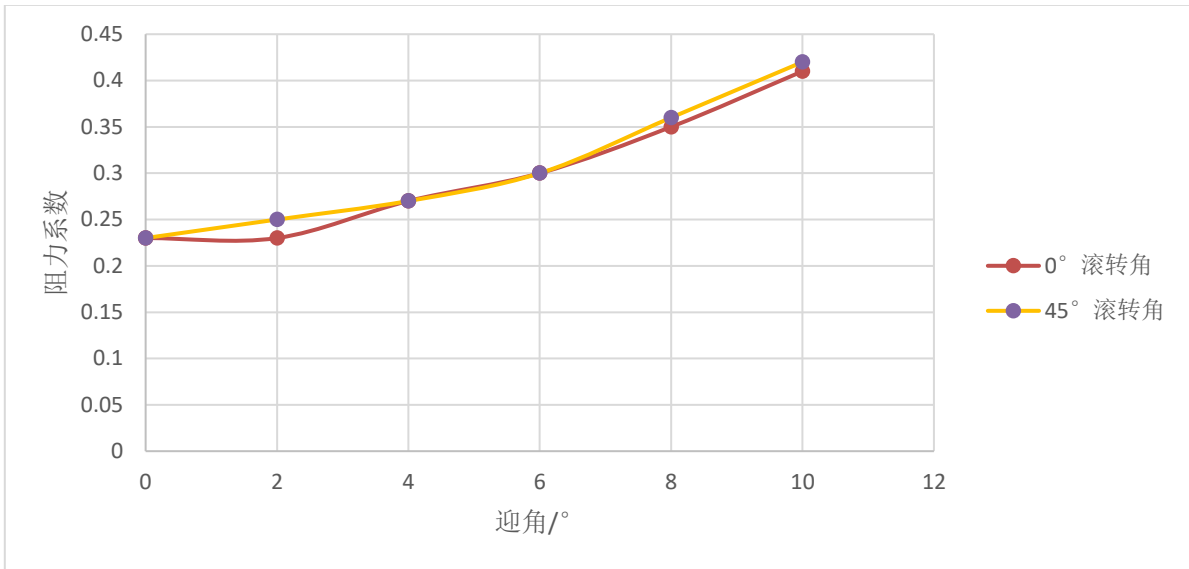


图 2.23 0-10° 迎角阻力系数

相比 XFLOW，还有另外两大类的计算方法，工程方法涡格法，例如计算软件 OPENVSP AERO，计算更为快速，但由于使用平板翼型无法直接求解，使用雷诺平均方法的 FLUENT，尽管更为主流准确，但操作较为麻烦，并且都不能得到准确的结果。得到的结果只有一定参考意义，为后面轨迹仿真做准备，误差源于其力矩状态未平衡，舵面没有角度，力矩平衡和重心的位置和舵面的角度有很大关系，并且计算出的气动参数因为雷诺数较低都有较大误差，需要根据实验数据做调整。

2.2.1.2 结构设计

制导飞镖的总体结构如图 2.24 所示。

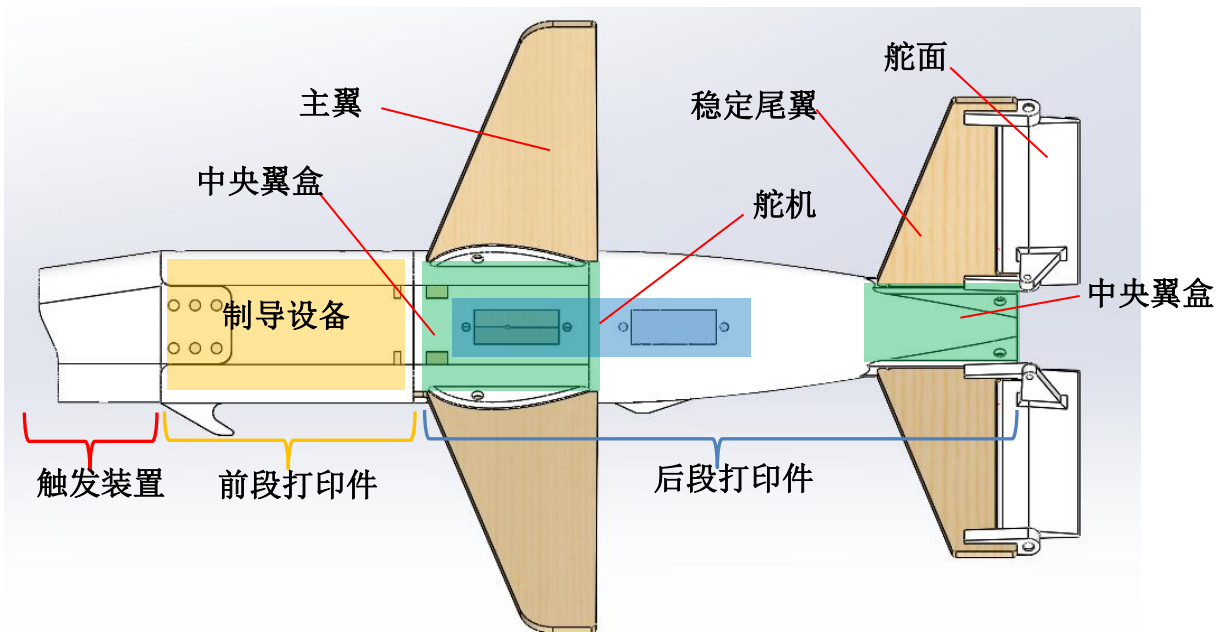


图 2.24 制导飞镖结构

飞镖机身的结构需要选择合适的机身外形，有效容积大，外形光滑阻力小；机身结构受力型式与主要受力构件的布置，应与各相连接部件的结构受力型式相协调，能传递头部的碰撞，传递机翼的碰撞，以及整体巨大加速度下的传力；合理使用机身的有效容积满足各种各种装要求在要求，舱位布局能满足重心的要求，有合适的稳定裕度；应便于更换电池、电路、舵机保证易维护性。

机身需要承受的外载荷主要为落地时正向的冲击力，以及弹跳后的侧向冲击，正向冲击通过飞镖头传导至机身，侧向冲击通过机翼传导至机身；而气动力和质量力可视为小量，保持足够的刚度即可满足，飞镖的结构设计考虑冲击载荷为主。硬壳式机身由少量隔框和厚蒙皮组成，蒙皮既承受正应力又承受剪应力，隔框用于维持机身外形支持外形和扩散集中力，与半硬壳式机身相比，硬壳式机身的最大缺点是重量特性不好，在有开口的地方需要补强额外增加了重量机身打印件如图 2.25 所示。

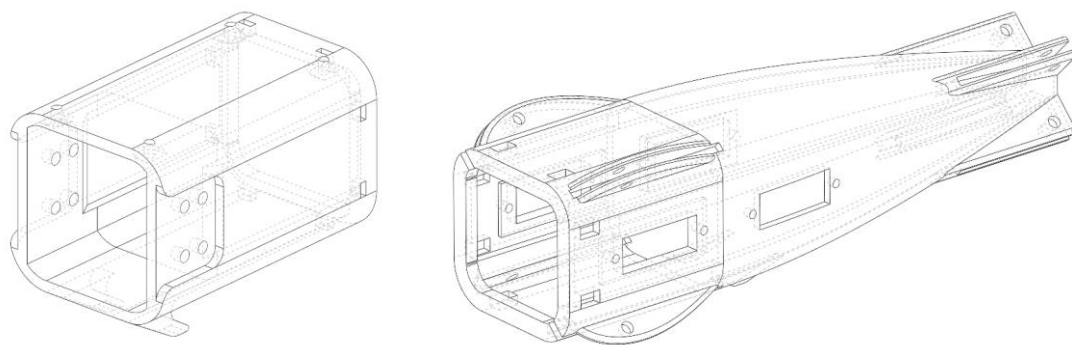


图 2.25 制导飞镖机身 3d 打印结构

机翼的大展长和落地冲击之间存在矛盾，参考现有的飞机继续以设计，不适于如此小空间的布置，例如梁式机翼，翼梁是主要受力构件，蒙皮和桁条较弱，当机翼的高度较小，材料利用率低，破损安全性较差；单块式机翼蒙皮、桁条和梁缘条组成的上下壁板具有较强的面内抗拉压及剪切能力，单块式比梁式的刚度特性好，在厚度较小时材料利用率高；多腹板式机翼多应用于高速薄翼飞机上，蒙皮较厚，有较多的墙，翼肋较少，主要由蒙皮传递弯矩，材料分散性更大，刚度更大材料利用率更好。条件允许时机翼应尽量设计成整体贯通机身，若采用接头与机身连接，机身将会承受冲击带来的弯矩，打印件的强度难以承受，否则会大幅增加重量。若有中央翼盒，弯矩则由机翼承受，机身打印件只受到正应力，虽然会占用一部分机内空间，但可以接受，如图 2.26 所示。

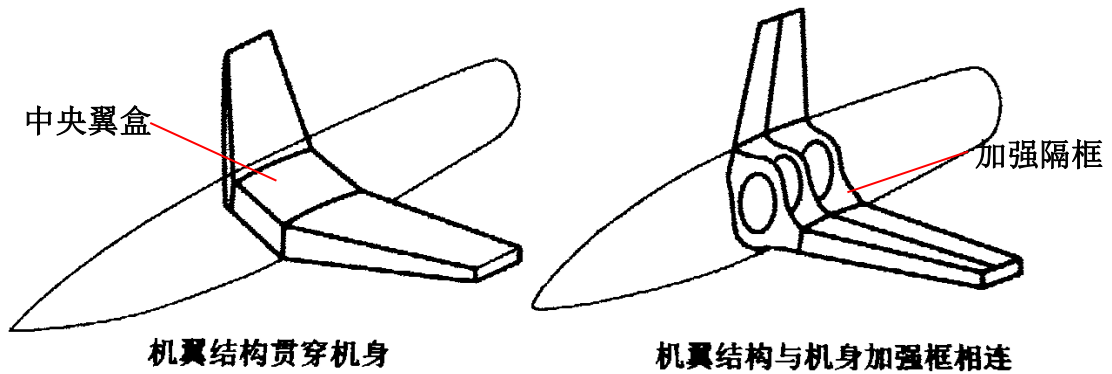


图 2.26 中单翼与机身连接的典型结构形式

木材表现十分好，但由于木材是各向异性材料，需考虑木材的种类和纤维方向，在顺纤维方向强度高，在垂直方向强度较低，在碰撞中主要为弯矩载荷，需加强展向方向的强度，考虑厚度与强度的平衡，开始选用 2mm 椴木层板激光切割，成本很低，为进一步增加可靠性减少维护，选用碳纤维板，弹翼形状如图 2.27 所示。

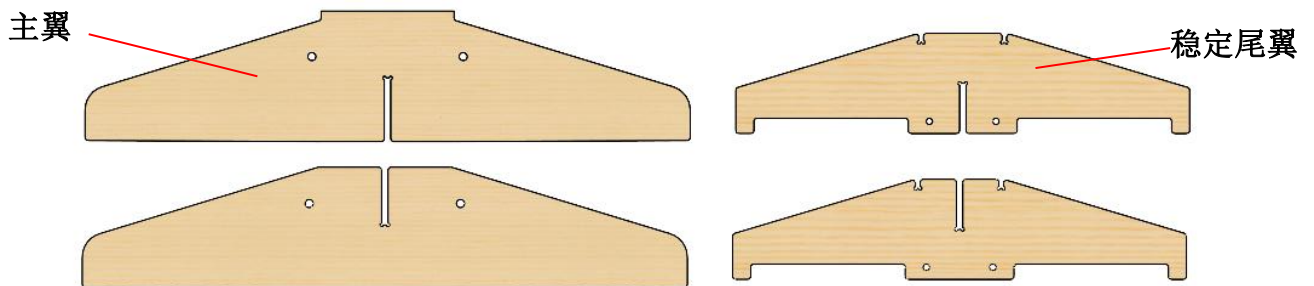


图 2.27 制导飞镖弹翼

尽管舵面在机身最后，但在摔落时会产生弹跳翻转，尾巴弹跳后落地时十分容易被破坏，稳固的舵面十分重要，开始参考航模采用胶带对舵面进行固定，使用现成舵臂拼接，但是可靠性较低，后来采用 3d 打印整体舵面与转轴，材料选用 8228 树脂，可靠性大幅提升，利用阵列打印舵面大幅减少成本，零件与装配状态如图 2.28 所示。

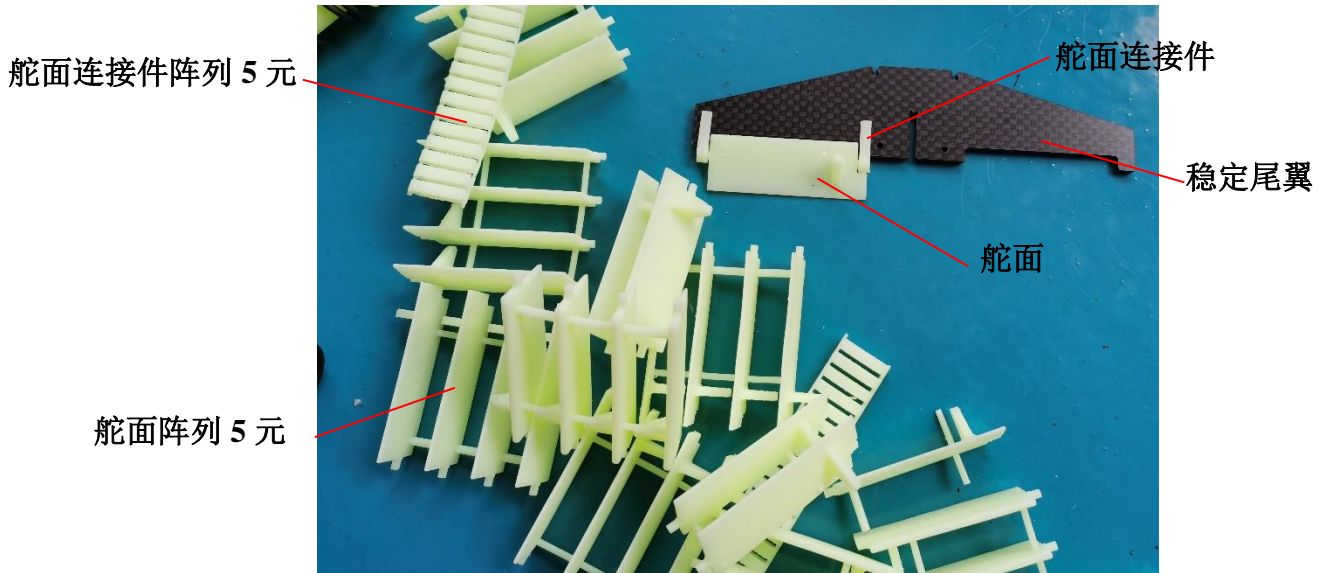


图 2.28 制导飞镖舵面及安装状态

迭代过程：飞镖的结构型式结合上述常用的机身机身结构特点，综合考虑加工工艺的特点，第一版无控飞镖采用尼龙烧结工艺，可以快速批量打印出大部分形状，第一版开口较少，仿照合理布置桁条和隔框，加强桁条将飞镖头的集中力进行扩散传递到机身结构上去，考虑剖面的应力状态，桁条的粗细从前向后变细，并且无控飞镖可做鸭式有控飞镖的结构验证。

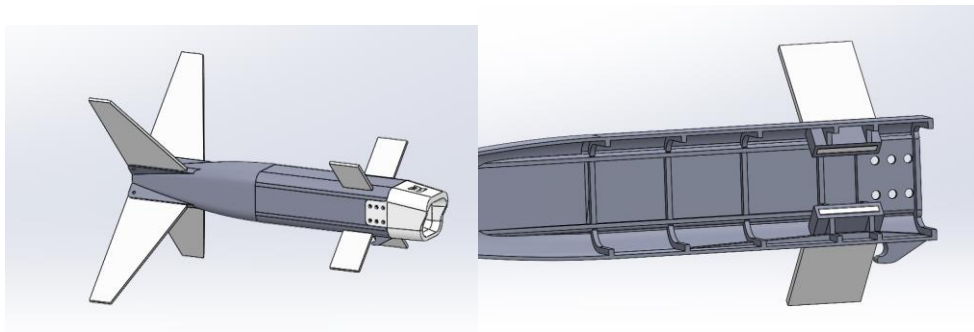


图 2.29 无控验证飞镖及内部结构

但是尼龙烧结工艺成本较高，若大量迭代会消耗太多经费，并且由于刚度较大，抗冲击性能不如 tpu，在实际测试中发现在一些角度碰撞会发生破坏，但是采用 fdm 工艺打印，许多高处的隔框由于悬空便不能打印，改变工艺也需要进行结构上的变化，加厚蒙皮来维持取消框的刚度减少。若是采用鸭式布局，鸭翼会受到巨大的冲击，舵面基本为一次性，所以有控飞镖不能使用鸭式布局。

结合实验的经验将布局选择为正常布局，前主翼后控制舵面，根据 fdm 的工艺特点和破坏结果改进了内部结构，设计分离面，飞镖分为前后两部分，便于安装贯穿主翼和舵机，贯穿式弹翼在受冲击时有较长寿命，操纵面在后得到保护，不会使舵机受到扭矩冲击，在保证操纵效率的同时，有着较大的稳定裕度，在分离面附近设计加强隔框，便于连接处击中力的

传递，提高抗弯抗拉刚度。

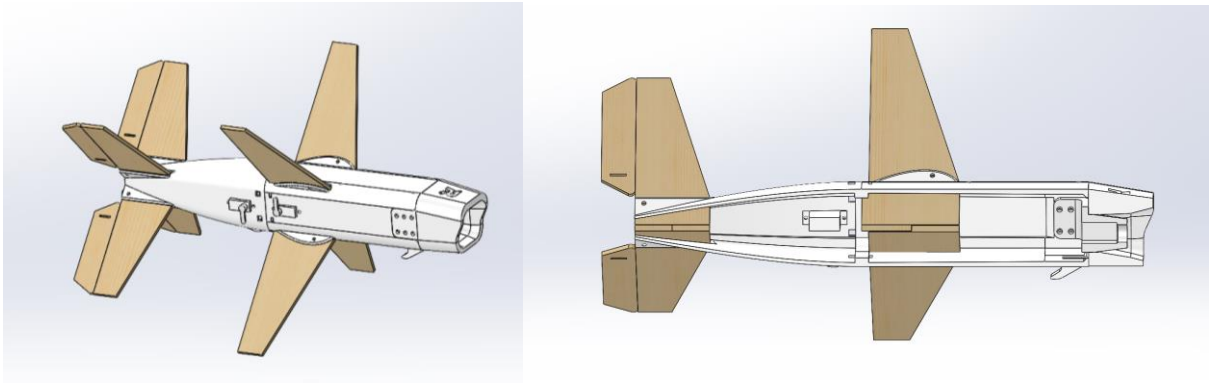


图 2.30 有控飞镖及内部结构

2.2.1.3 飞行轨迹仿真

将运动方程简化为质心在铅锤面内运动的运动方程，飞行速度矢量和作用于质心上的外力均位于对称平面内。飞机受到气动力、重力和推力作用，运动方程可分解为航迹切向和航迹法向：

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma$$

式中 γ 为航迹角，几何关系的参照如图 2.31 所示：

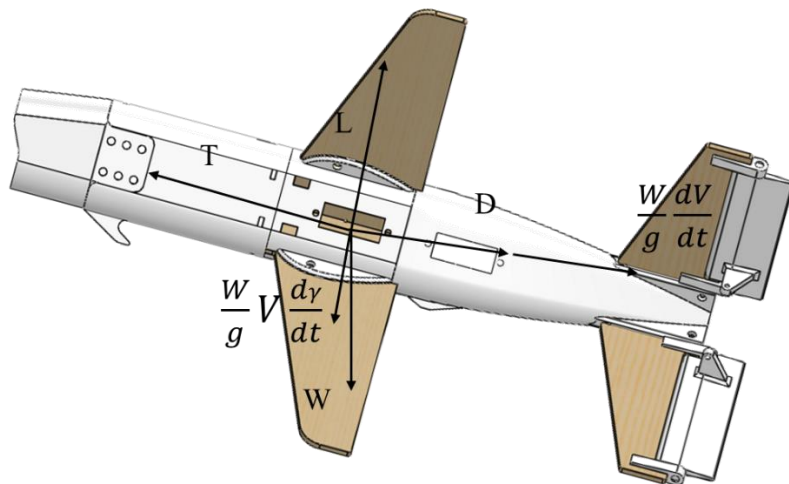


图 2.31 几何关系的参照

其中 T 为推力，在机体坐标系中； L 为升力、 D 为阻力在气流坐标系中； W 为重力始终朝下，在地坐标中； $\frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt}$ 为法相加速度， $\frac{W}{g} \frac{dV}{dt}$ 为切向加速度在航迹坐标系中，几个坐标系涉及到相互转化，在三维的情况与二维相似，但多了偏航与滚转的参数，机体坐标系与地坐标系转化如图 2.32 所示。

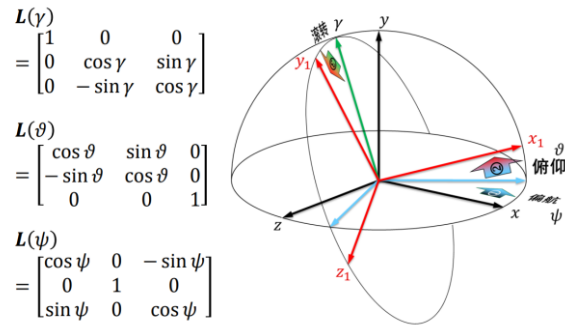


图 2.22 坐标系转化

使用 matlab 编写二维及三维的飞行轨迹计算程序，部分代码如图 2.23 所示，三维的仿真程序中，可对一般的飞行轨迹进行仿真，研究迎角、侧滑角、速度、初始角度、密度、升阻特性的变化对飞行轨迹的影响，如图 2.34 所示，不同颜色为不同迎角和侧滑角的飞行轨迹。

```

%-----解析计算-----
Cl_pitch=Cl_alfa*pitch; %尾翼上偏为正
Cl_yaw=Cl_alfa*yaw; %尾翼右偏为正
Cd=Cd0+A*Cl_pitch^2+A*Cl_yaw^2;

X_d=X_d+V*cos(theta_d)*cos(fai_d)*dt;
Y_d=Y_d+V*sin(theta_d)*dt;
Z_d=Z_d+V*sin(fai_d)*cos(theta_d)*dt;

q=0.5*rho*V^2;
a_x=-q*S*Cd/m; %阻力加速度
a_y=q*S*Cl_pitch/m; %升力加速度
a_z=-q*S*Cl_yaw/m; %偏航力加速度

%仰角变化
if((cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt)>0)
    theta_d=atan((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)/(cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt));
end
if((cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt)==0)
    theta_d=0.5*pi;
end
if((cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt)<0)
    if((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)>0)
        theta_d=pi+atan((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)/(cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt));
    end
    if((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)==0)
        theta_d=pi;
    end
    if((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)<0)
        theta_d=-pi+atan((sin(theta_d)*V-g*dt+a_y*cos(theta_d)*dt)/(cos(theta_d)*V-a_y*sin(theta_d)*dt));
    end
end
%仰角变化
    
```

图 2.33matlab 部分代码

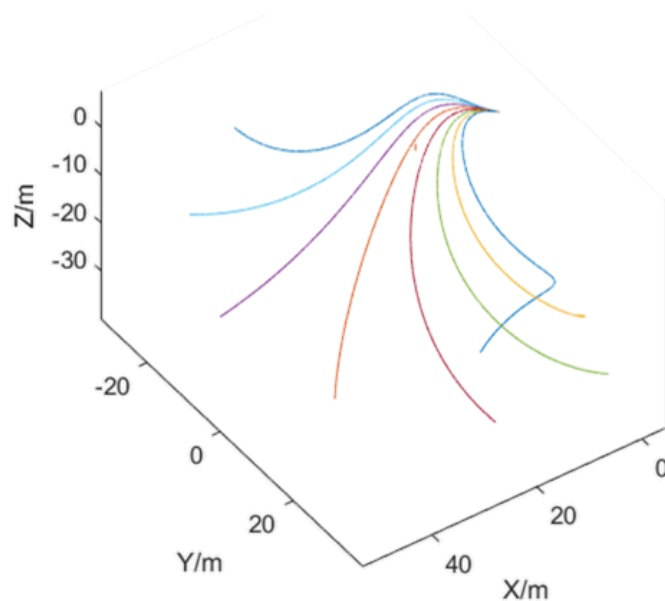


图 2.34 三维飞行轨迹

也可在二维情况分析不同参数变化的影响，例如图 2.35 得到了不同速度情况下对轨迹、速度、传感器读数变化的影响，不同颜色的曲线代表不同的初速度，结果对于制导算法的验证和无控制飞镖的精度分析具有很大意义。

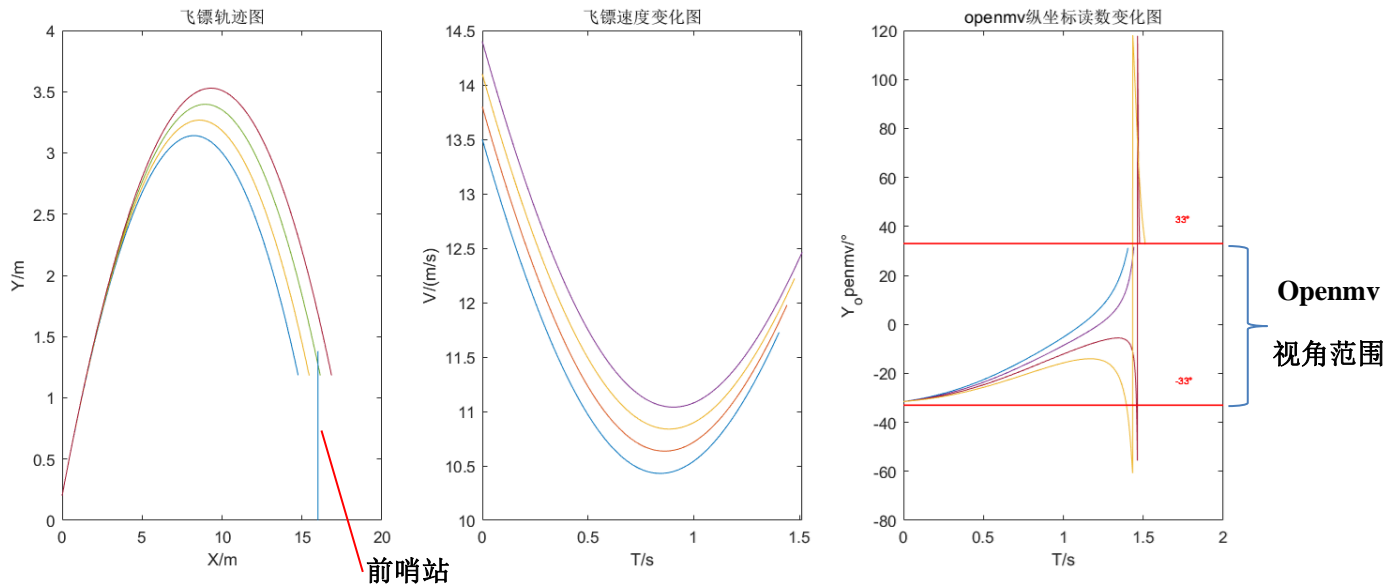


图 2.35 二维不同速度对比

将前文气动仿真结果带入二维轨迹仿真代码中，计算 -10° 迎角到 $+10^\circ$ 迎角对落点的影响，结果如图 2.36 所示，可见气动力产生的法向加速度对轨迹产生了很大影响，前后落点有近 6 米的区别，但这样的影响是全程累加的，若是末端制导可能会不足，但主翼面积可以通过木板拼接增加面积，由碳纤维板材承受冲击载荷，增加的木板不易损坏，并且可以增加气动力以提高机动性。

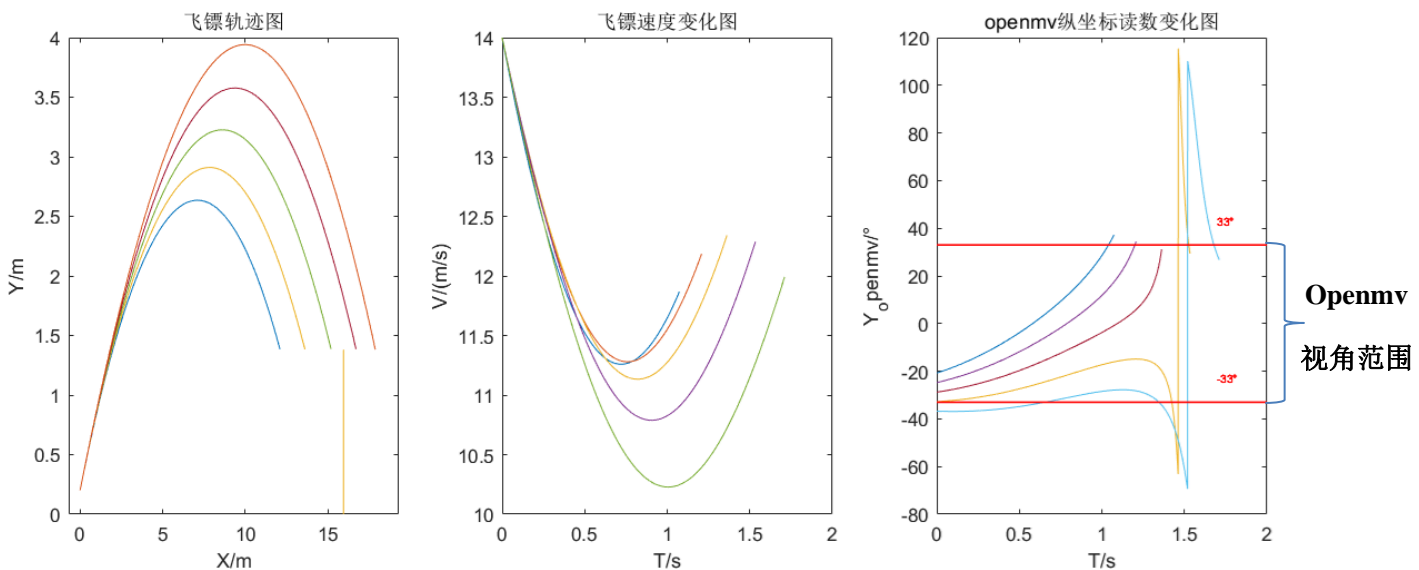


图 2.36 二维不同迎角对比

有了飞行轨迹仿真代码，可结合飞镖架初速度代码研究完整过程中的参数影响，例如图 2.37 所示为不同弹簧初始张力与发射行程对落点位置的影响，可以得到他们之间的定量关系，这在改变快速落点位置时起到重要作用，通过多项式拟合写入单片机中，便能在赛场上快速得到落点的位置。

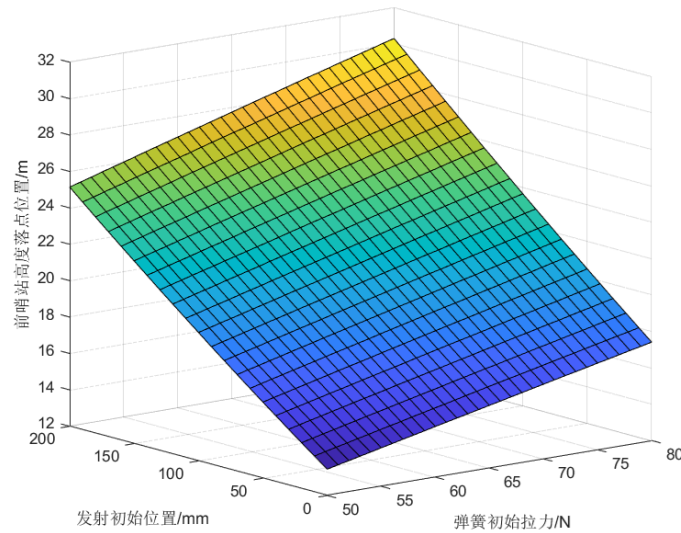


图 2.37 不同初始拉力和初始发射位置对应的落点位置

将飞镖的动力学代码去除升力项保留阻力项，改变初始速度、质量和阻力系数，再加上牛顿迭代便可得到大小弹丸的重力补偿的关系。如图 2.38 所示，为小弹丸在 15m/s 时击打不同位置目标需要的射角补偿与时间补偿，经过一次简单修正便具有较高的准确度，大幅减少了标图的时间。

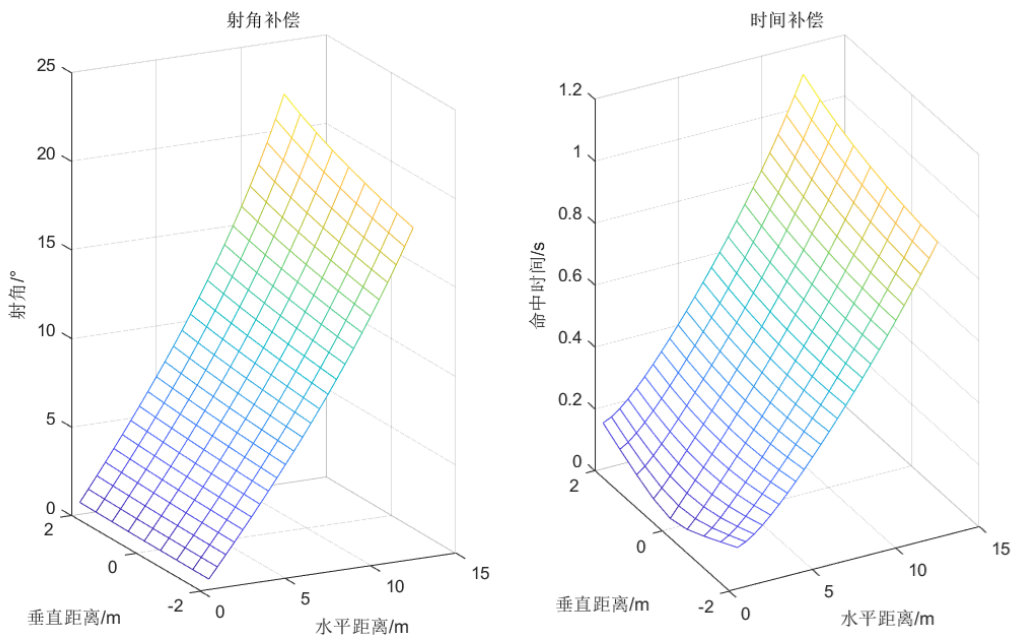


图 2.38 小弹丸重力补偿

2.2.2 无控制飞镖

无控飞镖需要较高的重复度，不需要主翼面提供法向加速度以改变轨迹，并且因为装配及加工的公差会使主翼面有一个初始的迎角，产生的随机法向加速度会影响落点，经过实验也的确如此，所以无控制飞镖仅保留较小的主翼面来适应双轨道自动装弹的环节，并且采用镂空设计进一步减小翼面积来减小升力，增大尾翼面积进一步增加稳定性，除了翼面，其他结构都与制导飞镖相同，模块化设计减少了成本，无控制飞镖结构如图 2.39 所示，实物图为 2.40 所示。得益于先前的结构设计，无控飞镖在换装碳纤维弹翼后表现出极好的可靠性，四只飞镖测试了一个月，赛前再加工了四只飞镖作为备件。

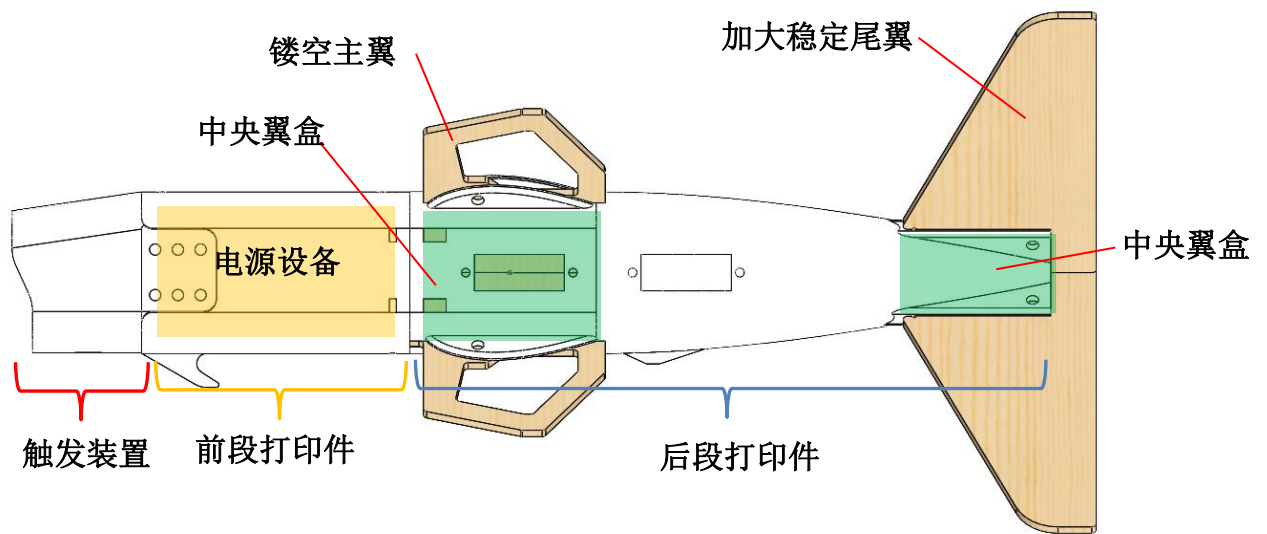


图 2.39 无控制飞镖



图 2.40 无控制飞镖实物图（左一）

2.3 硬件方案

2.3.1 飞镖发射架硬件方案

作为飞镖的发射系统，飞镖发射架的稳定性和耐用性至关重要，故飞镖发射系统所用控制系统和动力输出系统均采用 ROBOMASTER 官方产品。在硬件选型时，由于发射架装弹装置、拨杆装置和击发装置均使用舵机作为输出装置，故所需舵机口较多，且拉力传感器需要 12V 直流电源供电，故我们选择接口多、电源丰富的 ROBOMASTER A 型开发板作为主控板。控制板通过 IIC 接口与一个 0.91 寸的 OLED 屏幕连接，用以滚动显示飞镖发射架当前 YAW 轴位置和计算的基地位置、前哨站位置、拉力数据等必要数据。YAW 轴电机为 M6020，用以锁定和调整发射架 YAW 轴角度，其绝对值编码器可以方便赛后对发射架数据复盘统计，发射架硬件如图 2.41 所示。

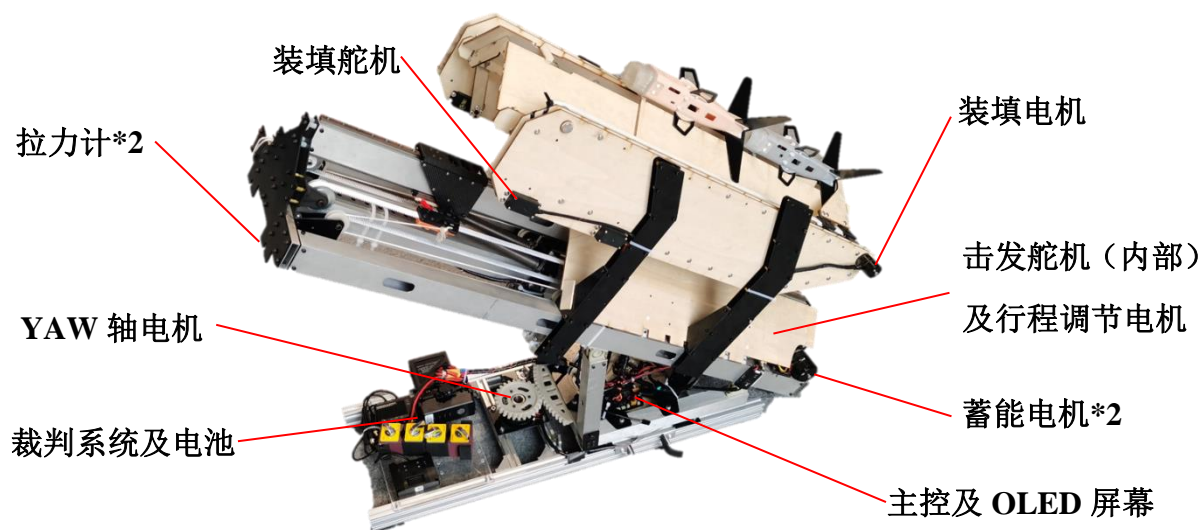


图 2.41 发射架硬件

飞镖蓄能装置对电机的扭力要求高，故我们使用了两套 M3508 无刷动力系统拉动弹簧蓄能。而在对扭力要求较小的装填和行程调节部分，我们使用了 M2006 无刷动力系统作为驱动电机，做到物尽其用、节约成本。飞镖的平行四边形装填机构和击发装置使用了 MG996 舵机，5 个舵机成本一共 60 元。为了方便安装，发射架拉力传感器使用了众精科技的 S 型拉力传感器，两个拉力传感器的数据通过变送器电路转化并输出 RS485 信号，RS485 信号通过 RS485 转串口模块与 ROBOMASTER A 型开发板通信。发射架的硬件图如图 2.42 所示：

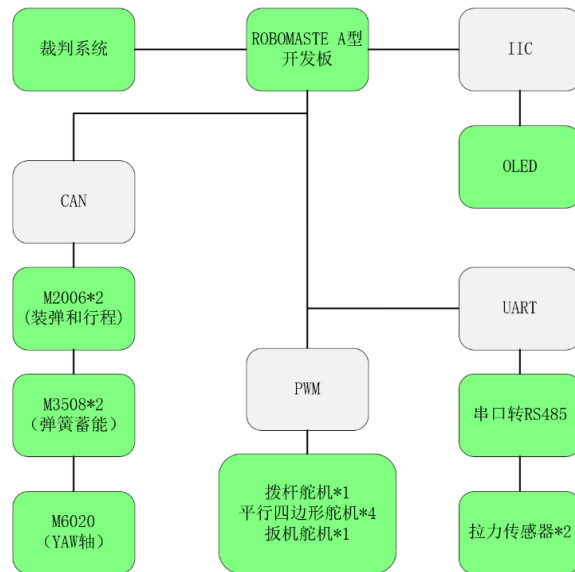


图 2.42 发射架硬件框图

2.3.2 有控飞镖硬件方案

若要实现飞镖的制导，至少需要姿态控制系统和视觉识别系统。故作为飞镖的电控，我选择了 STM32F401CCU6+MPU6050+333hz 高刷新率的舵机的解决方案。选择 STM32F401 的原因是在 2022 赛季备赛期，芯片价格疯涨，为了降低成本，我翻出了学长叶佬百宝箱里面的 POS 机拆机板，拆下主控作为飞镖的主控。MPU6050 作为一款畅销且便宜的 IMU，其稳定性和易用性得到了大家的认可，用在飞镖上也完全合情合理。在这三者中成本最高的是 333hz 微型舵机，单个舵机达到 39 元，但飞镖发射后距离短、速度快，传统航模里面所使用 50hz 刷新率的舵机很难满足需求，为了给控制留出余量，我们选择了蓝箭 333hz 刷新率 4.3g 舵机控制飞镖镖体尾翼的舵面，实现了高刷新率的姿态及轨迹控制。

对于视觉识别方案，我们选择了 OPENMV 平台，用低成本的 STM32H750（40 元）来作为视觉处理器，OV7725 摄像头（25 元）作为识别摄像头，其实际使用中在 QQQVGA 画质下能够达到 60FPS 的识别帧率。姿态控制系统和视觉识别系统通过串口进行通信，达到末端制导的效果。

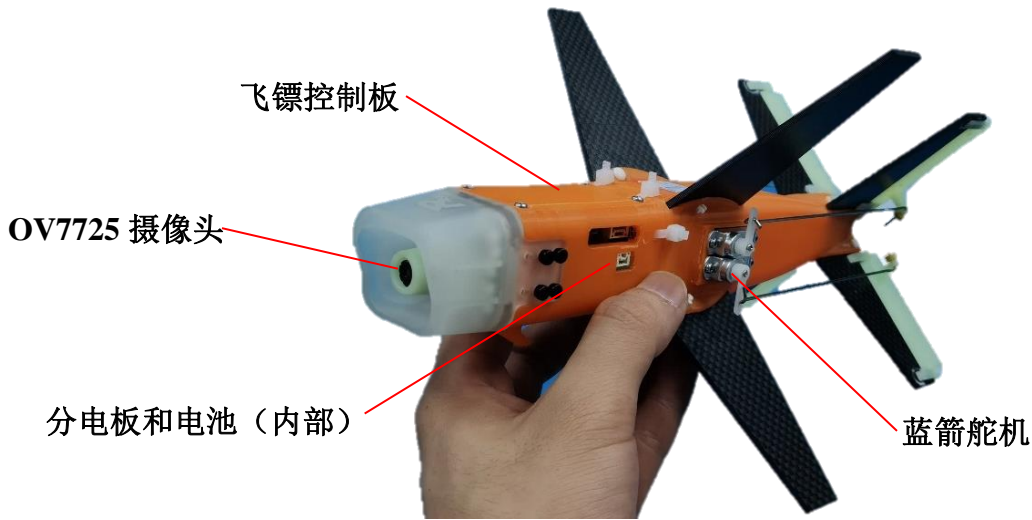


图 2.43 飞镖硬件结构图

在飞镖控制板的设计中，为了方便调试，我们给两个单片机都预留了 SW 调试接口，同时也提供了 macro usb 接口用于调试 OPENMV，飞控板元件如图 2.44 所示。

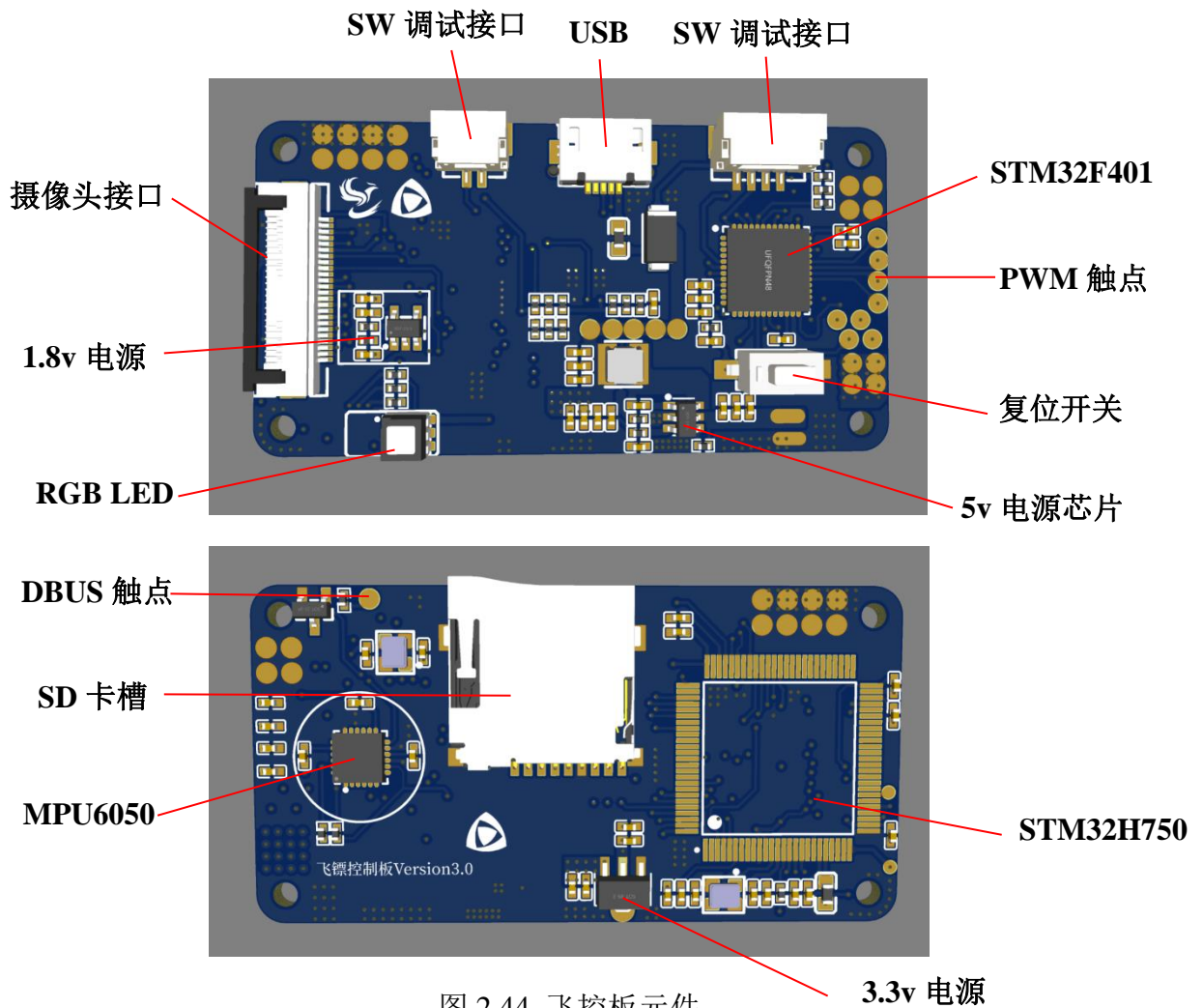


图 2.44 飞控板元件

同样为了节省成本，我们在飞镖上所使用的电池皆为前面所述 POS 机的拆机电池，为了

满足有控飞镖的电源需求，我们采用了串联的方式将两个 3.7V，300mah 的电池组成了 2S 的小电池。因为我们是使用 TPU 作为镖体材料，在电池固定上我们给飞镖头加上了一层极薄的 TPU 膜用以固定飞镖电池，经验证该设计经济实用，相比其他固定方法能大幅降低重量，改进后的前段打印件如图 2.45 所示。

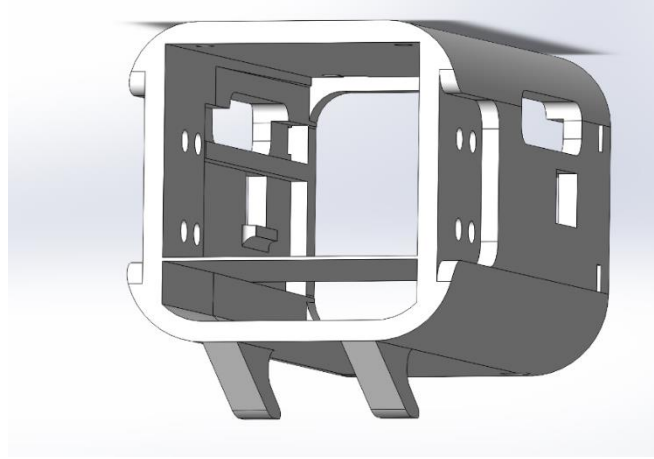


图 2.45 有控飞镖头电池仓（下部）

为了满足舵机、芯片、摄像头对电源的需求，我们使用了 PW2162、AMS1117、TPS73101DBVR 分别提供了 5V、3.3V、1.8V 电源，如图 2.46 所示。主控板原理图如图 2.47 所示。

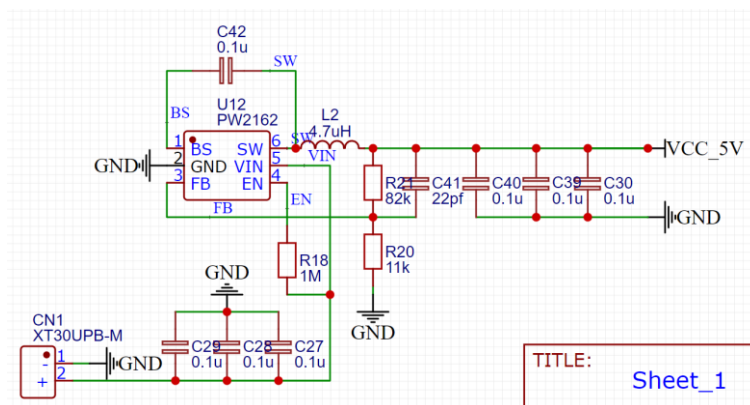
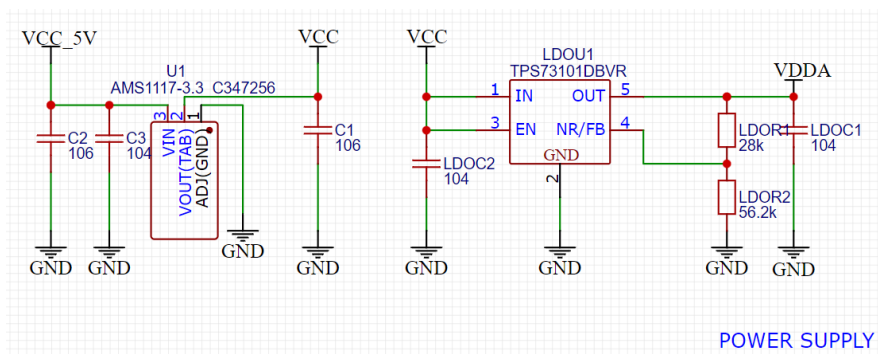


图 2.46 3.3V、1.8V 和 5v 电源

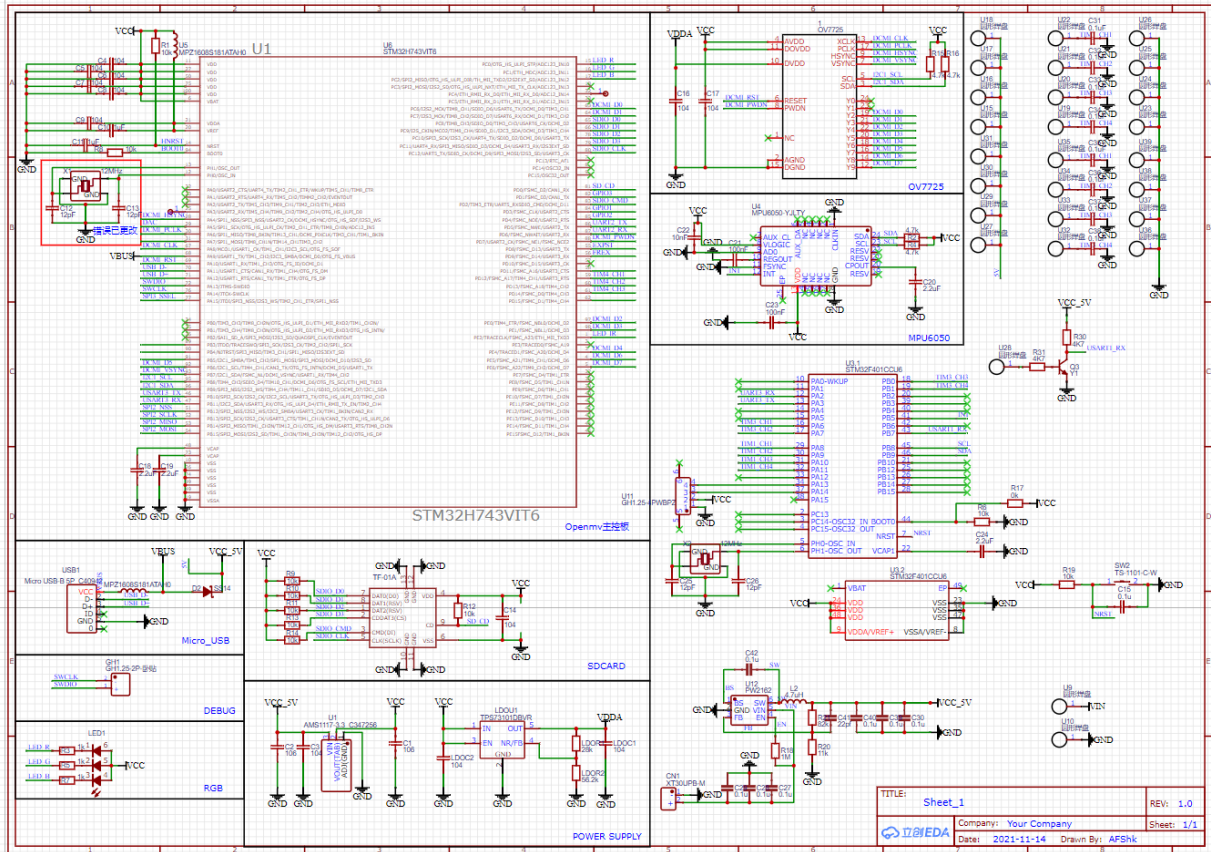


图 2.47 有控飞镖主控板原理图

2.3.2 无控飞镖硬件方案

和有控飞镖不同，无控飞镖仅提供一路 5V 电源给飞镖触发装置供电，故我们选择了 PW5100 作为无控飞镖的供电芯片，将 3.7V 锂电池升压到 5V 给触发装置供电，分电板如图 2.48 所示。

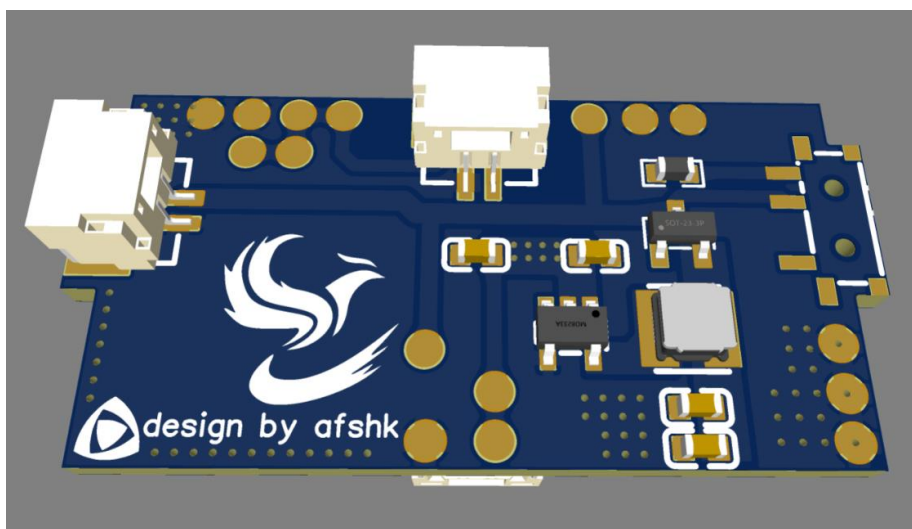


图 2.48 无控飞镖分电板

2.4 软件算法方案

2.4.1 飞镖发射架软件算法方案

相对于 RM 赛场上的其他兵种，飞镖发射架的程序算法都比较简单。我们使用了 FreeRTOS 操作系统作为系统平台，飞镖架上的 YAW 轴电机、蓄能电机、装填电机和行程调节电机均采用双环 PID，经测试能达到需要的效果，下面给出飞镖发射架的程序结构，流程图如图 2.49 所示；

程序结构：

```
-DART_2022
  --Application/MDK-ARM
  --Application/User/Core
  --Drivers/STM32F4xx_HAL_Driver
  --Drivers/CMSIS
  --APP
-app_remote_control.c //接收机数据处理程序
-app_my_func.c        //实现发射架功能：装填、拨动等，使用宏定义封装方便调用
-app_freertos.c       //实时任务
--ALG
  -alg_pid.c          //pid 算法
--BSP
  -bsp_oled.c         //oled 驱动
  -bsp_can.c          //can 过滤器配置及中断函数
  -bsp_rc.c           //接收机程序
  -bsp_dl101.c        //拉力传感器程序
--Middlewares/FreeRTOS
--CMSIS
```

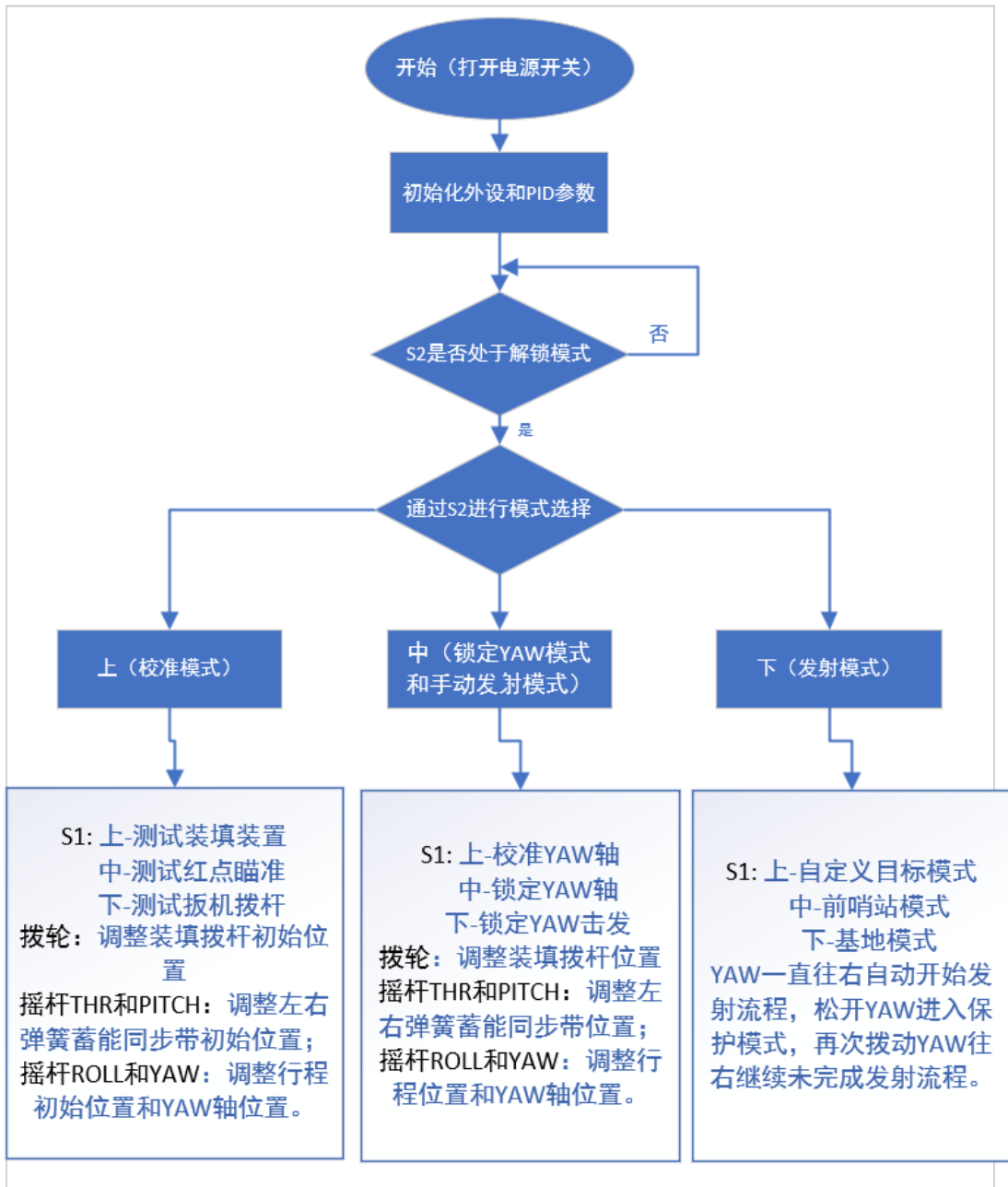


图 2.49 飞镖发射架的程序结构

对于飞镖发射架的发射程序，我们采用了分步执行，在每一步执行前都会检查摇杆是否为要求位置，以防止误触或者意外 BUG 造成人员伤亡和发射架损坏，最大程度保证飞镖比赛和调试时的安全性。对于发射架电机的 PID 计算和电流输出，我们使用了定时器去唤醒 FreeRTOS 任务，并为其分配了安全开关，既保证了电机控制的实时性，也保证了安全性。为了简化分布程序的书写，我们将常用函数用宏定义封装，让程序编写过程中简单易懂且可维护性强，例如：

```

if(flag==0){
    FUNC_PUT_SERVO_ON;    //抬起拨杆
    FUNC_SEND_OFF;       //关闭扳机
    FUNC_DART_RESET;     //装填机构复位
    M3508_LENGTH_RESET;  //复位蓄能机构
    MOTOR_DELAY;         //根据电机编码器延时
    flag++;
}

```

飞镖发射具有窗口期，为了让发射程序能够以最快速度运行，我们使用了电机编码器数据来延时切换下一步的时间，既能保证电机能运动了指定位置，也能让延时时间达到最短，提高发射时间效率。相关代码如下。

```

while(abs(motor_measure_chassis[0].code+M3508_length)>1000)
    osDelay(1);
while(abs(motor_measure_chassis[1].code-M3508_length)>1000)
    osDelay(1);

```

2.4.2 有控飞镖软件算法方案

有控飞镖的软件算法分为两部分：目标识别部分和姿态控制部分。在姿态控制部分我们使用 MPU6050 通过卡尔曼滤波算法得到飞镖的 ROLL 和 PITCH 轴角度，再通过主控控制舵机达到保持姿态的效果。对于目标识别我们采用 OV7725 和 OPENMV 平台，通过查找色块识别目标，在和主控通信，从而控制飞镖飞行的轨迹。OPENMV 识别目标的代码比较简单，通过大幅降低曝光时间能够实现较好的识别效果。

有控飞镖代码结构：

```

-AFSFC_2022
  --Application/MDK-ARM
  --Application/User/Core
  --Drivers/STM32F4xx_HAL_Driver
  --Drivers/CMSIS
--Middlewares/FreeRTOS
  --APP
-app_tasks.c           //任务控制
-app_openmv_data.c    //openmv 数据处理
--ALG
  -alg_pid.c          //pid 算法
  -alg_kalman.c       //通过 kalman 滤波解算姿态
--BSP
  -bsp_mpu6050.c      //mpu6050 驱动
--CMSIS

```

OPENMV 通过串口与主控板控制，根据查找出色块的面积来决定飞镖的行为，从而大致达到对距离引导灯不同距离的轨迹的分段控制，图 2.50 为使用引导灯测试（未更换翼面），图 2.51 为数据传输路线。



图 2.50 飞镖识别效果与姿态控制测试

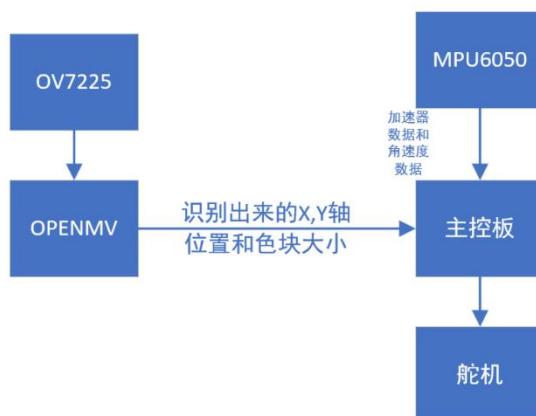


图 2.51 数据传输图

2.5 测试方案

测试方案可分为几部分，首先是落点一致性，在任意固定设置下多次发射确保落点较为一致后测试未知系数：一是发射架参数与发射初速度关系，二是无控制飞镖参数与落点关系，三是制导飞镖舵面偏转角度与飞镖落点关系，四是发射全程标定。

发射架参数与发射初速度关系：发射架参数有拉簧初始拉力、发射行程，发射角度固定减少一个变量，飞镖有不同质量的差别。先通过应变测力计初始拉力，再通过飞镖架上的标尺

读取扳机的位置，确定发射的行程，然后将飞镖上膛，读取应变测力计的拉力，与弹簧的劲度系数进行比对，若在误差范围内，则可进行击发，否则重新确定发射行程或检查弹簧状态。在飞镖飞行方向上安装测量尺，布置照明，使用高速摄像机进行拍摄，将视频导入 pr 逐帧比对，通过换算得出发射的初始速度，测试状态如图 2.52 所示，测试不同质量的飞镖、不同的初始张力和不同的初始位置对初速度的影响，可以解出飞镖架未知发射附加质量、摩擦系数，修正前文图 2.37 的计算结果，可对发射架参数与落点位置进行定量分析。



图 2.52 发射初速度测试

无控制飞镖参数与落点关系：在地上铺设卷尺，对预估落点附近进行摄像，得到落点的精确位置，测量落点至发射架之间的距离，在确定发射的初速度后，结合落点位置和 MATLAB 弹道求解程序，可对 XFLOW 计算的阻力系数进行修正，得到较为准确的阻力系数，可以将发射架参数、飞镖参数带入再次计算，得到较为准确的关系式，在赛场上结合雷达站，可以通过定量改变发射架参数改变落点，进行弹道修正或者对车辆进行攻击。

制导飞镖舵面偏转角度与飞镖落点关系：制导飞镖的未知参数较多，尤其是重心位置对某一舵面角度下平衡状态对应的迎角有很大的影响，操控性和稳定性是矛盾的存在。若是要测试全部的准确气动参数需要进行风洞实验，只能简化测试过程。在飞镖受到较大加速度后，也就是发射后，将舵面偏转至不同的固定角度，完成左转弯、右转弯、拉升、下降的动作，并且进行滚转的修正，测试落点与无操作落点之间的距离，带入 MATLAB 弹道计算程序中，可求出升力系数与舵面角度的对应关系，与仿真结果对比可得到较为粗糙的迎角对应关系，结合测量得到的重心位置，可以修正仿真得出的力矩曲线，提高气动系数的精确度。

发射全程标定是对上述修正的再次检验，设置前哨站为目标，完成模拟射击找出问题。

3. 项目进度复盘

飞镖系统作为我们战队完全从零开始设计的兵种，在设计中完成了大量的工作。赛季之初获得保研资格后便拟定总体设计方案。2021年12月初完成飞镖发射架底座和发射机构的设计，12月20日完成组装，在发射控制和缓冲上遇到问题，12月31日完成调整并设计初版鸭式布局无控制验证飞镖，飞镖主控板也在2021年末确定了方案，完成期末考试后1月7日到10日发现了扳机的功能问题，进行了手动发射，验证了飞镖发射架与飞镖有命中前哨站和基地的能力，寒假期间完成了第一版正常布局制导飞镖的结构设计，编写了MATLAB的2维弹道代码，2022年3月中旬验证了制导飞镖的控制板，完成了飞镖架第一版横向换弹机构的装配，发现无法使用，进行双轨自动换弹的设计，并在4月进行了第一版制导飞镖测试，之后根据问题修改结构，进行舵机选型，组装有控飞镖，同时双轨自动换弹机构完成组装，5月将无控制飞镖和飞镖架组合调试，测试自动装填和发射，发现换弹可靠性较低，以及底座和飞镖影响发射精度的因素，进行了补救，6月初完成了毕业论文的答辩，转眼就到了中部赛区比赛的日子，赛前我们进行了大量可靠性测试，以及快速修正的训练，将毕设论文整理装订后便踏上去往厦门的路途，在适应性训练中发现经过颠簸，之前的标定存在问题，好在快速完成了修正，比赛中大半的飞镖都能打在前哨站上，没有较大的误差，虽然比赛中只有三发得到识别，但也赶上了主流摩擦轮方案的精度，分区赛后继续修改制导飞镖，测试制导效果。

在整个赛季过程中，进度存在着拖延的情况，原因有飞镖的电控和机械负责人不在同一校区，因疫情封校，校车也暂停往返一段时间，配合上出现较大问题，往往是等待拖延了迭代。中期飞镖电控进度缓慢，因为队员处于大二课程较多，很难平衡两者的时间，飞镖发射架和飞镖的关键设计也都进行了多次迭代，初始设计不合理也是一方面的因素，迭代速度较慢也是一方面因素，因为队长保研本校，教研室和毕设任务较重，不过还好比赛和学业都不算太差。今后不仅吸取本项目的工程经验，也要吸取时间分配的经验，进度能更为合理，少摸鱼多投入时间精力。

4. 赛季人力安排复盘

飞镖系统是高风险高回报的兵种，涉及力学、流体、结构、控制等多学科知识以及工程经验，难度很大。在全球来看，参赛队伍中没有成功进行制导命中的先例，开源项目能命中的只有摩擦轮加无制导飞镖的技术路线，在队内看，过去两年做出了一些尝试，但没有做出能够上场的飞镖，形势一片大坏。大一大二队员多在学习基础知识，大三队员在复习考研准备保研，本赛季人员缺少，无法投入过多人员进行研发，于是只有一名大四队员和一名大二队员从零开始研发制导飞镖，非常幸运能在一年时间中开辟全新的技术路线并且实现命中，追赶达到了主流摩擦轮水平，但距离制导命中仍然有着传感器、机械与飞控算法配合的问题。

大四队员为组长，飞行器设计与工程专业，对飞机设计流程有着大致了解，有工程实践经验，负责发射架和飞镖的机械结构设计，大二队员为组员，飞行器控制与信息工程，负责发射架和飞镖嵌入式与电控。

队员们齐心协力，发挥了重要作用，完成了专业所学的基本功能，但也出现人员漏洞，飞镖的制导算法远比我们想象的复杂，尽管通过机械结构将滚转、偏航、俯仰解耦，运动学建模也完成大部分，但飞控算法与传感器和机械配合时出现了很多问题，需要探测制导与工程专业的队员结合理论进行较长时间调试，但一年时间也难以顾及，需要人员和技术积累。

5. 预算复盘

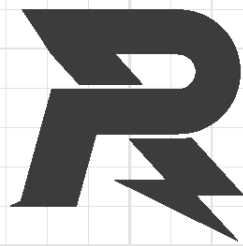
飞镖系统的设计过程中充分贯彻落实了贫穷是生产力的思想。发射架中大量使用标准件、2d 板材切割，大面积使用自行加工的层木板，受力部位使用玻纤板，较碳纤维板便宜一半，仅有的两个 cnc 件为队内统一加工的电机座，3d 打印件都进行了减重设计，并且自行加工一部分，较为昂贵的加工件为铝方管；飞镖的 tpu 壳体自行打印，弹翼在迭代中采用木板，有重量强度要求才换用碳纤维板材，内部电池采用拆机电池，芯片采用拆机芯片，印刷电路板使用多个账号白嫖。不过依然有可以节省的地方，更合理的设计减少迭代次数，养成工作后整理的习惯，避免不必要的遗失，对工具和配件进行梳理，提高队内使用率。

类目	子类目	费用	说明
研发耗材	发射架	4950	铝管机加工 1150 3d 打印 700 2d 板材加工 600 标准件 1000 滑轨滑台 500 传感器及硬件 1000
	飞镖	3050	电控硬件 1300 舵机 40*16 3d 打印 30*12 2d 碳纤切割 750

6. 技术方案参考文献

参考文献	收获点分析
飞行器结构力学（史治宇）	板杆薄壁结构的受力分析，结构应力与变形的计算方法，优化设计传力路径，做出坚固轻盈的结构，所有结构都适用
飞机飞行动力学自编讲义（陈永亮）	了解飞行器在大气中运动规律，以及外形参数对气动特性的影响，对飞镖构型设计和优化有巨大作用
复合材料力学（矫桂琼）	连续纤维增强复合材料刚度强度、应力应变的分析方法，对各向异性材料设计有感性认识，设计中进行优化
空气动力学（陆志良）	流体力学基础和飞行器空气动力学，学习流体的基本控制方程，升力阻力的近似计算，了解如何设计翼面和提高升阻比
微型飞行器设计导论（昂海松）	了解低雷诺数空气动力学和非定常空气动力学的特点，对一些估算结果进行优化，布局设计结构设计和总体优化
飞机结构设计（姚卫星）	对飞镖的结构设计细节启发很大，帮助满足飞镖的气动、重量、工艺、维护的要求，比如在轻量的结构中设计出可靠的结构，开口补强、优化传力路径、扩散集中力等
飞机总体设计基本原理（余雄庆）	涉及知识面广，工程实践性强，飞镖设计参考了布局形式、翼载荷等基本参数估算、重心分析、飞行性能、气动特性分析等参数分析
多旋翼飞行器设计与控制（全权）	涉及无人机飞行器的控制及姿态解算部分知识。
导弹总体设计导论（刘新建）	涉及飞镖系统弹道规划与制导，姿态控制设计等知识点。

附录 学术创新成果



邮箱: robomaster@dji.com

论坛: <http://bbs.robomaster.com>

官网: <http://www.robomaster.com>

电话: 0755-36383255 (周一至周五10:30-19:30)

地址: 广东省深圳市南山区西丽镇茶光路1089号集成电路设计应用产业园2楼202