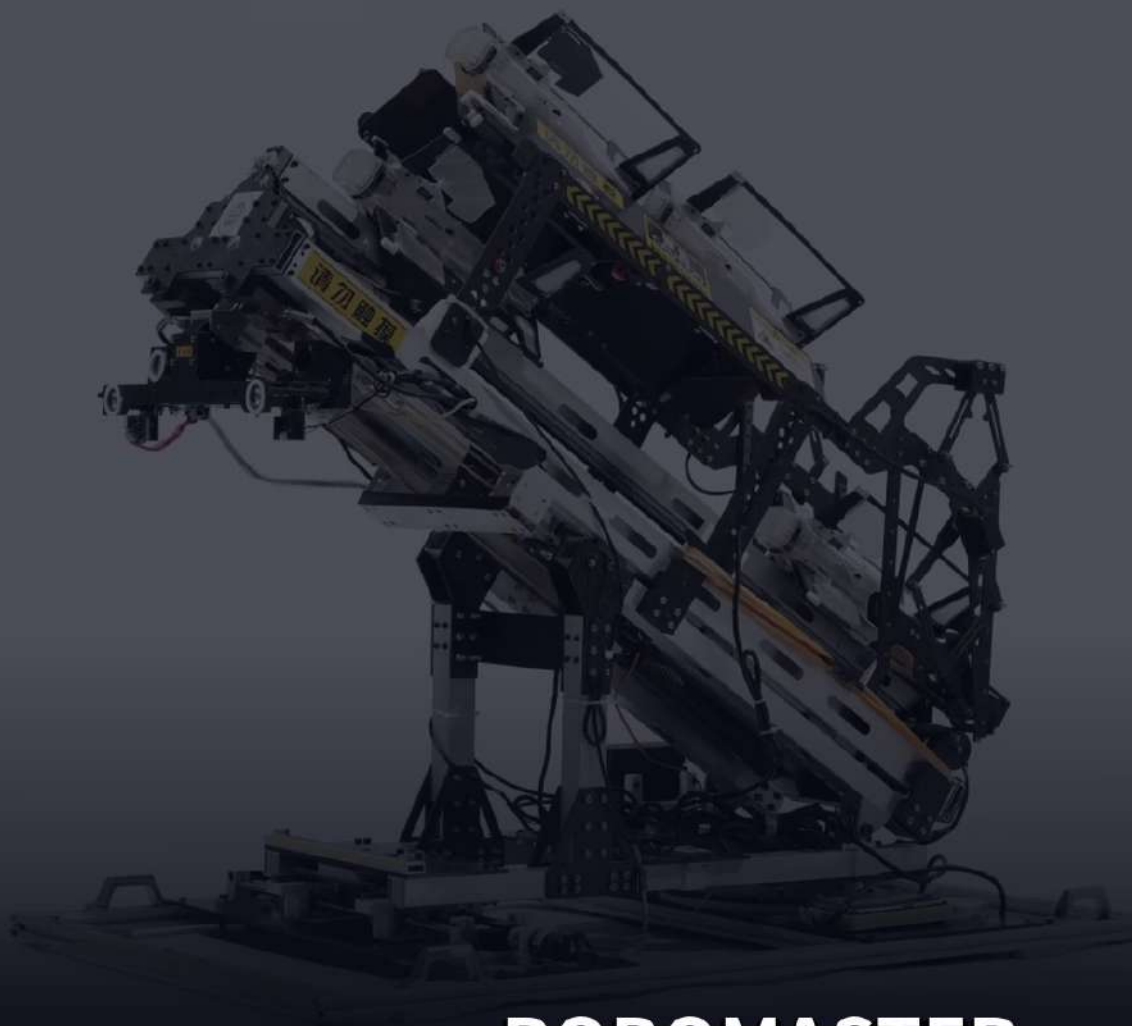




ROBOMASTER
机甲大师超级对抗赛

技术方案

大连理工大学 凌Bug战队 编制
2026年8月 发布



1 概述

1.1背景&目标

在过去的飞镖系统发展中，除了2021赛季有控飞镖的昙花一现，直到 2025 赛季，绝大多数参赛队伍飞镖系统的研发重点都是无控飞镖。而在过去的2025赛季中，随着飞镖发射架的设计进一步精进，“一镖一参”和飞镖落点校准的广泛应用，发射架的能量释放精度已经接近极限，无控飞镖之间的不一致问题也得到了补偿，经过精确校准后的无控飞镖在25米的散布已经远小于一个小装甲板。随着无控飞镖发展的是，比赛规则中对固定和随机固定目标的命中收益也一削再削，而有控飞镖打击随机移动目标则成为了飞镖系统未来的发展方向。在本赛季的规则中，还引入了末端移动目标，旨在推动参赛队伍采用非抛物线弹道，进而为有控飞镖的设计提出了新的需求。在以上背景下，继续发展传统无控飞镖使其精度进一步接近理论极限已经没有实际意义，故显而易见的是，本赛季飞镖系统的研发重心为有控飞镖，目标为打击随机移动目标和末端移动目标。根据现有的有控飞镖结构和控制算法发展水平，考虑到末端移动目标不仅对有控飞镖的控制算法，更对其整体结构设计提出了极高要求，因此本赛季实现末端移动目标的打击必然是十分困难的。而如果选择采用有控飞镖打击随机移动目标，则只有在其综合命中率大于25%，场均命中数大于1发时才具有实际意义，否则两发随机固定目标的命中就可以抵消一发随机移动目标命中所带来的收益优势。进一步的，只有在有控飞镖打击随机移动目标的综合命中率大于50%，场均命中数大于2发时，才能够保证其收益大于无控飞镖，体现出有控飞镖的高收益上限优势，并能够围绕稳定的飞镖命中收益进行地面战术设计。同时考虑到无控飞镖命中前哨站的收益并没有削弱，结合本赛季前哨站重建机制，可知使用无控飞镖打击前哨站也是一种高性价比的选择。

综上所述，本赛季的飞镖系统研发将以有控飞镖为重心，在实战中采用有控飞镖结合少量无控飞镖备份的方式，根据赛场环境需要和打击目标的不同选择适当的飞镖进行打击。结合本赛季规则，提出无控飞镖和有控飞镖的设计目标为：

打击种类/飞镖种类	无控飞镖	有控飞镖
基地（固定和随机固定目标）	75%	50%

基地（随机移动目标）	N/A	50%
基地（末端移动目标）	N/A	15%
前哨站	100%	N/A

注：由于距离较短，修正空间小，无控飞镖对于前哨站的命中率已经解决100%，有控飞镖不会用于打击前哨站，无控飞镖也不会用于打击任何类型的移动目标。

1.2其他学校机器人分析综述

飞镖系统自2020赛季加入到比赛中来，于2021赛季第一次在线下比赛中出现，直到2025赛季为止，除了发射初速限制放宽和飞镖机器人的体积和重量放宽外，飞镖系统的制作规范并没有出现更大规模的改动。但是随着比赛规则的变化，多种目标选择的加入和低等级目标命中收益的削减，飞镖系统的设计思路和趋势也发生了诸多改变。在飞镖系统的发展过程中，可以分为以下几个阶段。

第一阶段（2020赛季到2021赛季）：

该阶段飞镖系统的发展以组委会于2020年1月16日发布的官方开源【RM2020-组委会飞镖测试视频】与组委会于2020年1月21日发布的RM2020 圆桌第三期“新兵种讨论之飞镖”为方向引领。飞镖发射架主要分为拉簧-皮筋弹射式和摩擦轮发射式两种，部分参赛队伍的飞镖发射架具有多个发射机构。而飞镖机器人的设计更加百花齐放，有相当大部分的参赛队伍设计并制作了有控飞镖。这一时期的有控飞镖普遍具有大面积，有翼型的主翼，通过舵机和舵面控制飞行方向，具有一定的滑翔性能。该阶段飞镖设计的思路最接近于一种无动力滑翔飞行器。

第二阶段（2021赛季到2022赛季）：

在2021赛季的比赛中，西北工业大学WMJ战队最先实现了飞镖对前哨站的命中，随后四川大学火锅战队更是以超过50%的前哨站命中率给各个参赛队伍留下了深刻的印象。同时，这两支最先实现飞镖命中的队伍采用的均为摩擦轮发射无控飞镖的方式。其中四川大学火锅战队的开源引领了很长一段时间飞镖系统设计趋势。该阶段的飞镖系统大部分都采用了摩擦轮发射和无控飞镖相结合的方式，有控飞镖和拉簧-皮筋弹射式发射基本消失。该阶段飞镖设计的思路最接近于一种高精

度炮弹。

第三阶段（2022赛季到2024赛季）：

在2022赛季的比赛中，南京航空航天大学长空御风战队使用拉簧弹射式发射架，首次将弹簧能量解算引入到飞镖系统中，设计了无控飞镖和有控飞镖，其无控飞镖在2022赛季和2023赛季的赛场上取得了优秀的的成绩。同样是在2022赛季中，华南理工大学华南虎战队的摩擦轮发射式无控飞镖首次命中基地。随着2022赛季南京航空航天大学长空御风战队的开源发布，飞镖系统形成了摩擦轮发射式和拉簧-皮筋弹射式共分半壁江山的局面并持续到2024赛季。但是该阶段的飞镖机器人仍然以无控飞镖为主，并没有有能够取得优秀成绩的有控飞镖出现。

第四阶段（2025赛季）：

在2025赛季的比赛中，摩擦轮飞镖发射架已经基本绝迹，飞镖发射架设计方面呈现出拉簧弹射式和皮筋弹射式主导的局面，同时还有少量的复合弓构型。该阶段的皮筋弹射式发射架通过采用力控释放等方式，解决了皮筋老化速度快的问题，并由于其能量利用率高的特点，相较于拉簧弹射式表现出更好的稳定性和更高的使用寿命。该阶段的无控飞镖命中率已经大幅度提升，最优秀的无控飞镖场均命中数已经达到了2到3发。同时，由于在2024赛季中无控飞镖的表现过于强势，2025赛季中无控飞镖的收益被削弱，而随机移动目标的加入使有控飞镖技术得到了长足的发展。在2025赛季的比赛中，华北科技学院、南京航空航天大学 and 浙江大学实现了赛场上随机移动目标的命中，但是该阶段的有控飞镖打击随机移动靶的命中率十分有限，其收益极其不稳定，进而导致无法依赖飞镖系统设计整体战术，相对于能够场均命中2到3发的稳定的无控飞镖没有任何优势。在有控飞镖的设计方面，以浙江大学为例，作为2025赛季有控飞镖场均命中数最高的学校，其采用升力鸭翼布局的有控飞镖经过区域赛和全国赛的洗礼已经相当成熟，该布局可以在不改变飞镖姿态的情况下，通过控制升力鸭翼直接产生加速度，从而大幅度提升轨迹控制的响应速度，其设计十分具有参考价值。

因此，2025赛季可以被认为是有控飞镖的黎明，越来越多的学校开始投入到有控飞镖的研发过程中，相信能够稳定命中随机移动目标的有控飞镖不日就能出现。

第五阶段（2026赛季）：

在2026赛季中，飞镖系统再次迎来削弱，传统的无控飞镖仅存在有限的战术价值，而无法像以往

赛季通过直接造成伤害获得胜利，末端移动目标的加入代表有控飞镖才是本赛季的研发重点方向。可以预见的是，会有一部分没有足够技术和经济实力的队伍重新选择使用无控飞镖打击前哨站以获得更稳定的战术收益，而其他队伍则会将更多的精力投入有控飞镖的研发工作中，无控飞镖和飞镖发射架的设计将不再是关注的重点。因此，不论2026赛季的有控飞镖最终表现如何，都标志着飞镖系统的发展进入了新的阶段。

在有控飞镖的设计方面，随着机械结构和控制算法的进步，升力鸭翼构型的有控飞镖有望在2026赛季实现稳定的随机移动目标命中。而新增的末端移动目标要求飞镖系统能够以非抛物线弹道打击基地目标，这也暗示着用于打击末端移动目标的有控飞镖需要的可能不是动力，而是可控的阻力。在此基础上，有控飞镖的设计将会打破以往赛季的局限，再次呈现出各种设计百花齐放的状态。

1.3 机器人功能定义

飞镖系统功能设计

飞镖发射架功能设计

- 能够装载 4 发飞镖并同时适配无控和有控飞镖
- 20秒内完成4发飞镖的装填和发射
- 发射架底座稳定，不会受发射后坐力影响而位移
- 能够实现弹簧能量解算，配合可调扳机，精准控制飞镖发射初速
- 飞镖初速方差不大于 0.1
- 飞镖发射精度高，发射距离 18-30 米可调
- 多版本设计，同时设计无控飞镖和有控飞镖

无控飞镖功能设计

- 结构简单，成本低廉，便于大批量制作
- 稳定坚固，能够承受撞击和机器人碾压
- 一致性好，减少无控飞镖之间的个体差异
- 飞行稳定，气动中心位于重心后方尽可能远的距离上

有控飞镖功能设计

- 配备状态估计器，能够通过传感器数据估计得到出飞镖飞行过程中的三维位置信息，飞行速度，航迹角度等各种状态信息
- 视觉模块能够在 15米以上距离识别到引导灯，视觉识别帧率不低于 60Hz
- 配备无线电模块，能够实现飞行数据的实时回传
- 配备一体化充放电管理模块，充电无需拆卸外壳。
- 装配难度低，便于检查和维修
- 抗损毁性能好，能够承受撞击和机器人碾压
- 配合相机实现落点修正功能，具有良好的打击精度

其他功能

设计微型风洞用于测试和数据采集

设计电脑上位机接受飞镖回传数据进行保存和分析

整体外形美观

1.4 机器人核心参数

描述完整形态机器人的核心参数，包括但不限于下列的参数内容。

1	无控飞镖	参数
2	重量、重心	180克
3	尺寸（长宽高）	240*150*150
4	电池电压，容量	3.7V 600mAh
5	待机功耗	1.5W
6	有控飞镖	参数
7	重量、重心	310 克
8	尺寸（长宽高）	250*150*150
9	主控制器	STM32H7
10	无线电模块	蓝牙数传

点击图片可查看完整电子表格

2 设计方案

从战术角度分析，本赛季比赛规则最主要的变化是普遍削减了基地固定靶、随机固定靶的基础伤害，在保留随机移动靶的基础上引入了末端移动靶，其在检测到任一飞镖发出的 1.2 秒后，开始移动到不同于飞镖发出时位置的新位置，且在 600 ms 内完成移动并静止。意图引导参赛队伍研发含动力，能够自主改变轨迹，特别是末端机动能力的有控飞镖。

从战略角度分析，选择“随机移动目标”、“末端移动目标”后任意一发飞镖命中基地，对方基地护甲将立刻展开，具有极高的即时战略价值。而若选择“固定目标”、“随机固定目标”后 4 发飞镖全部命中基地，对方基地护甲将立刻展开，战略价值仍然存在。

因此，本赛季凌 BUG 战队的飞镖系统将开发重心放置到有控飞镖的开发中，目标是实现对“随机移动目标”、“末端移动目标”的稳定命中。同时保持对固定目标和随机固定目标，目标是在保证飞镖一致性的基础上，重点强化抗损毁性和抗干扰性。

在2025赛季的有控飞镖的研发历程中，主要存在以下几大问题，一：结构复杂，可靠性差；二：舵面外露，抗损毁能力差；三：姿态调整幅度小，抗外界干扰能力没有本质提升；四：控制困难，参数整定困难，控制效果难以观测。在本赛季有控飞镖的设计方案定型过程中，对以上问题提出了针对性的解决方案。

首先，针对有控飞镖结构复杂、可靠性较低的问题，本设计采用模块化架构进行改进。由于系统集成视觉传感器、主控板和舵机执行器的闭环控制链路，硬件复杂度难以从根本上降低。因此，本赛季的设计思路由“减少功能”调整为“结构解耦”，通过模块化设计重新组织整机架构。具体做法是将逻辑处理、信号中转、电源分配等电路分别集成至独立PCB模块，减少机内散乱布线，从而降低因手工接线不规范或线缆干涉导致的电气故障风险。

在模块间的互连方式上，系统统一采用标准化接口规范。GH1.25接口用于电源及大电流传输，具备机械自锁结构，能够适应高振动工况下的稳固连接；SH1.0微型接口用于信号线对接，体积小，适合机内高密度布线需求。这种标准化的接口设计将整机装配简化为模块插接操作，降低了装配难度和出错概率。更重要的是，模块化架构提升了系统的现场维护性。在比赛或发射过程中，若某一模块发生故障，可直接更换对应模块，无需整板排查或现场焊接，有效缩短了维修时间和备弹周期，保证了系统在实际使用中的连续作业能力。

对于第二和第三点问题，提出了四种新构型的有控飞镖和一种基于上赛季构型改进的有控飞镖。

有效解决传统舵面有控飞镖的舵效受飞行速度影响的问题，在任意速度乃至零速度下都具备优秀的可操纵性。同时，矢量喷口的加入使所有执行器控制面都位于飞镖机体内部，处于尾翼碳纤维板的保护范围中，大幅减小了舵面受损的概率。最后，有控飞镖的控制是重中之重。在以往的有控飞镖设计中，往往只通过视觉传感器获得的引导灯方向信息搭配机载陀螺仪进行姿态解算，计算出控制偏差后结合 PID 控制算法对执行器（舵机）进行控制，以舵面偏转的方式影响飞镖的飞行姿态。但是有控飞镖是一类对控制精度和响应速度十分敏感的控制系统，从飞镖发射到命中只有约 2 秒的飞行时间，其中处于下降段，能够观察到引导灯的时间仅有 1 秒左右。在如此短的时间内，控制器需要完成目标捕获，姿态调整，修正下滑轨迹直到命中目标的诸多操作。同时，飞镖全程都处于高速运动的过程中，一旦落地，控制过程即宣告结束，无法继续修正和获取数据。飞镖飞行过程中的速度和姿态变化也会影响有控飞镖的控制效果。这些特点决定了飞镖的控制器设计和参数整定过程会与普通的电机等控制方式有显著的不同。因此，本赛季设计了基于MPC的轨迹规划器和使用串级PID的姿态控制器，以达到更好的控制效果。此外，利用通过无线电回传的飞镖飞行过程中产生的飞行，视觉识别，控制数据，对实际飞行过程中的控制效果进行评估。打破以往飞镖控制中存在的“黑箱”情况，为控制器设计和参数整定提供更多便利。以上为有控飞镖设计过程中的难点分析及提出的技术路线，接下来将对技术路线中涉及到的具体细节进行分析描述。

2.1 机械结构设计

2.1.1 飞镖发射架

本赛季飞镖发射架的设计基本延续了2025赛季开源的拉簧发射构型，并针对制导飞镖升级带来的新需求进行了迭代。核心改进围绕发射机构、装填机构、底盘三大模块展开，以提升发射精度、系统稳定性与适应能力为目标。

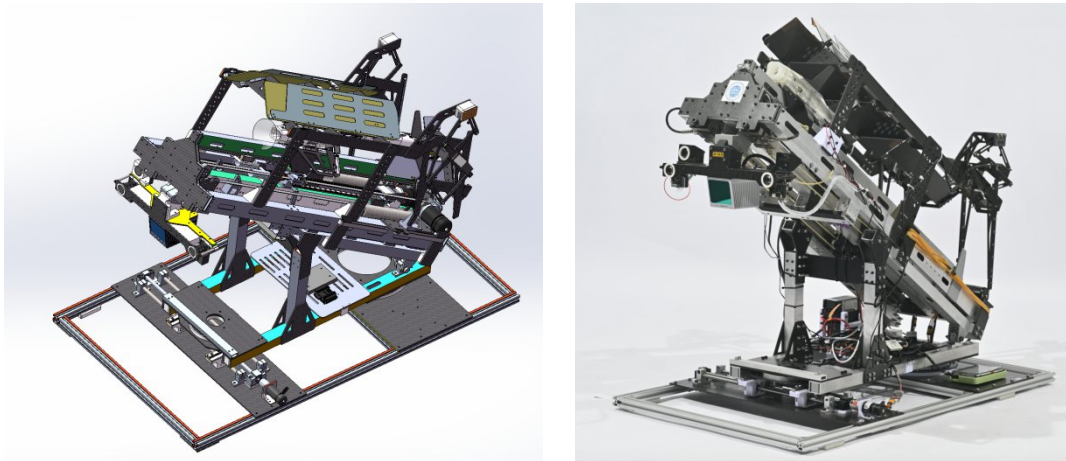


图1-1：飞镖发射架图纸与实物图

一、发射机构

1.1 发射路径与运动

将铝方管作为发射导轨的基础承载结构，在其下方固定MGN15直线导轨，导轨滑块上方安装铝制连接件，1.5mm碳纤维侧板和发射滑块连接板，共同构成飞镖发射滑台的主体结构。在飞镖发射架蓄力时，通过两个M3508电机驱动同步带，带动PLA-CF夹板挂钩分别卡住滑台左右两侧进行下拉到扳机位置完成蓄力。在飞镖发射架蓄力完成后，夹板挂钩回到初始位置，通过舵机控制扳机活动，实现拉簧内储存能量的释放。

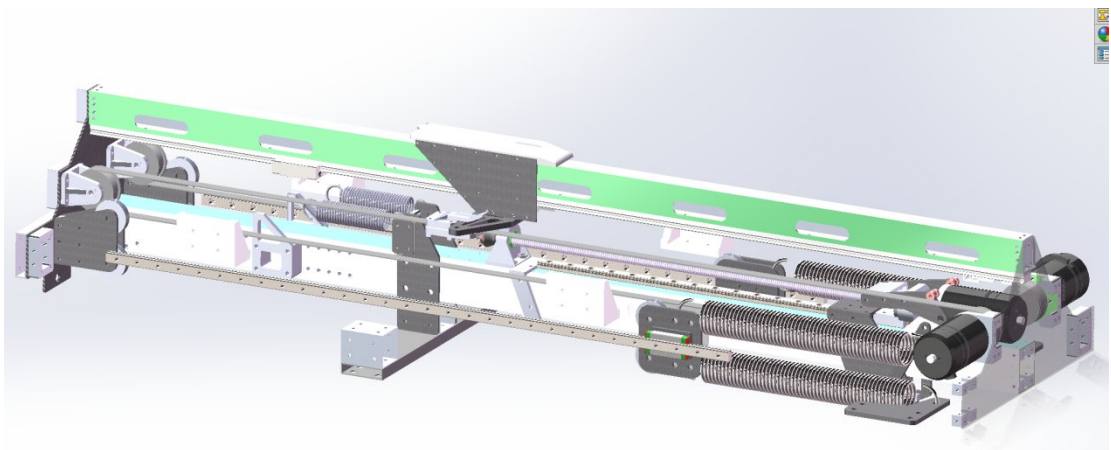


图1-2 飞镖架发射机构装配体

1.2 动力源与能量控制

拉簧弹射式飞镖发射架发射的动力来源是拉簧，由电机和带轮驱动的蓄力结构使拉簧在发射前处

于绷紧状态，并在发射时将拉簧储存的能量释放在由拉簧、滑轮组，飞镖滑台共同组成的运动机构上。故发射架精度的来源自然是对拉簧释放的能量进行精准的控制，其核心在于扳机结构和缓冲结构的设计与其位置的调控。

考虑到现实中拉簧所具有的线径，中径和圈数等因素，拉簧的劲度系数 k 又能够表示为：

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

其中 G 为材料的剪切模量（一般钢拉簧的典型值为 79.3×10^{23} ）， d 为拉簧线径， D 为拉簧中径（即线圈中心到另一边的线圈中心的直径）， N 为拉簧的有效圈数。本赛季大连理工大学飞镖发射架采用的蓄力拉簧为 $d = 3.5\text{mm}$ ， $D = 30\text{mm}$ ， $N = 55$ （共4根），其劲度系数为：

$$k = \frac{79.3 \times 10^9 \times (0.0035)^4}{8 \times (0.03)^3 \times 55} = 1001.68\text{N/m}$$

加入拉簧预紧后的拉簧储能公式修正为：

$$E = F_0 + \frac{1}{2}kx^2$$

其中 F_0 为拉簧预紧力，本赛季飞镖发射架的拉簧蓄力行程达到200mm，能够将重量为250克的有控飞镖和滑台共同体加速到最高22m/s，满足本赛季飞镖系统的使用需求。

在飞镖系统的实际应用中，为了使拉簧的响应尽可能理想，避免拉簧从完全松弛到开始张紧的过程中可能出现的摩擦等随机特性，飞镖发射架使用的所有拉簧（包括蓄力拉簧和缓冲拉簧）都必须进行预紧，使拉簧始终工作在线性段。预紧的存在使设计者可以控制拉簧的能量释放过程所对应的拉伸量区间，在保证拉簧的储能上限足够的情况下使其选型更具多样化，因此不同劲度系数的拉簧结合不同程度的预紧，能够在同样的距离内释放相同的能量。

1.3 动量守恒与质量分配

但是，拉簧释放的总能量并非全部作用在镖体上，拉簧释放的能量作用于整个运动系统，包括飞镖、发射滑块、滑轮组及拉簧自身。由于发射架滑轮组的存在，在飞镖和发射滑块向前运动的同时，拉簧和滑轮组结构将向后运动，其运动速度遵循由滑轮组设计决定的关系式，即 $V_L = 4V_S$ 其中 V_L 为飞镖滑台速度， V_S 为滑轮组机构速度。因此，可以通过合理调配飞镖及发射滑块与拉簧及滑轮组这两部分的重量分配，使得发射过程中的振动尽可能小，达到提高精度，增加发射架使用寿命的目的。

$$m_L \cdot v_L = m_S \cdot v_S$$

其中， m_L 为飞镖与发射滑块的重量总和， m_S 为 4 个拉簧与 2 个滑轮组的重量总和。易得，当 $m_L =$

$\frac{1}{4}m_S$ 时，发射过程中系统整体动量保持不变，可有效抑制振动和发射架上跳的情况，提高发射精度。

本赛季实际配置中，无控飞镖质量约150g，发射滑台质量188g，单根蓄力拉簧质量270g，单组滑轮组质量85g。该质量分配基本符合动量平衡原则，确保能量高效传递给飞镖，而非浪费在内部构件的往复运动中。

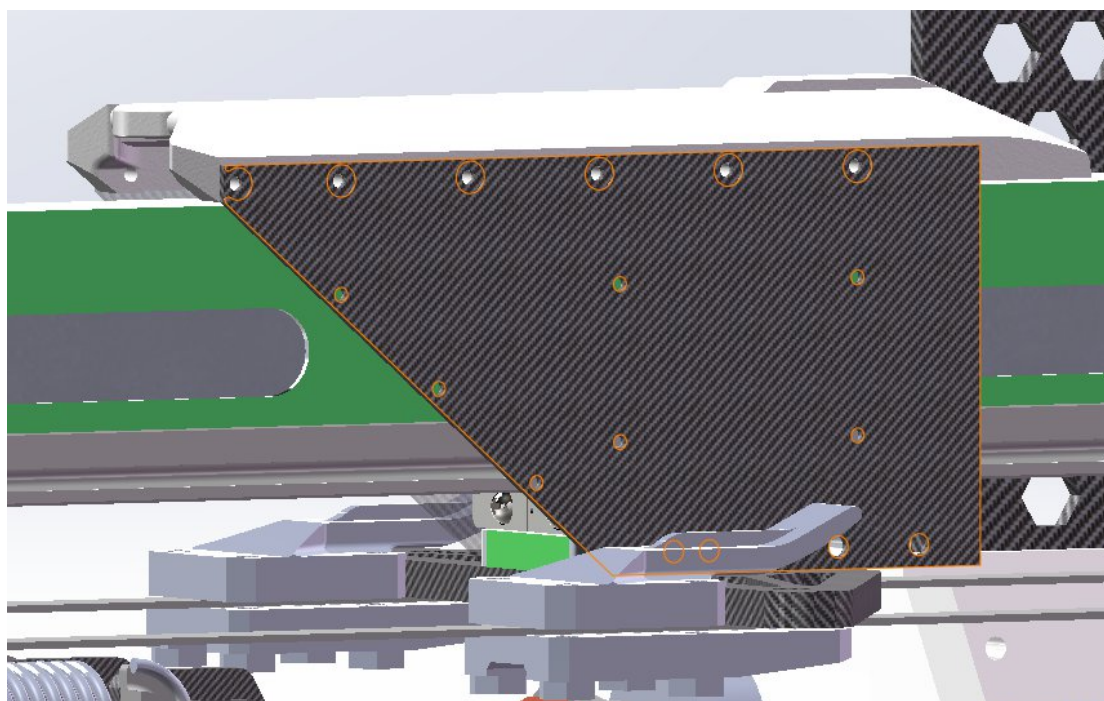


图1-3 飞镖架滑台细节图

1.4缓冲结构的设计

本赛季沿用线径2.5毫米、中径20毫米、长度100毫米的拉簧共2根作为发射架的缓冲装置。经过充分的缓冲预紧后，蓄力拉簧与缓冲拉簧的二力平衡点与缓冲固定点十分接近，即飞镖、发射滑块和缓冲滑块三者共速运动的时间极短，飞镖可视为在发射滑块接触到缓冲的瞬间进行分离。因此该方案通过增加缓冲预紧，提供足够的缓冲力使发射滑块和缓冲滑块相接触的瞬间就进入减速过程，尽可能减小接触缓冲后滑台和飞镖共速运动的时间，从而有效避免发射低头的现象。

飞镖发射滑块在发射后需要进行缓冲以减少磨损，在反复的调整测试后最终使用了拉簧-皮筋复合缓冲方案。通过拉簧与弹力绳连接一个弹性的TPU滑块，在扳机释放后，飞镖发射的滑块撞击TPU滑块，在TPU滑块、弹力绳、拉簧的三重作用下，实现对发射滑块的缓冲。其实，利用TPU缓冲滑块作为冲击传递的中间介质，通过自身弹性形变吸收初始撞击能量，为后续拉簧介入提供平顺过渡，避免刚性冲击对导轨滑块系统的直接损伤；弹力绳与拉簧构成两级阻尼机制，弹力绳

在缓冲初期通过延展延长作用时间，拉簧在线性区间提供稳定制动力，二者协同使滑块在既定行程内实现平稳减速，有效抑制回弹现象。该方案在保障飞镖分离姿态正常的同时，显著提升了运动机构的耐久性。该方案的缺点是缓冲结构较硬，发射时对滑块的冲击较大，但是结合MGN15C滑块可有效解决其损坏的问题。

二、装弹机构

2.1 机构构型与工作原理

本赛季，飞镖发射架沿用了平行四边形连杆式的装弹机构构型。该机构由舵机驱动，通过连杆的上下摆动完成飞镖的交接：连杆抬升至最高点时承接从滑道下落的飞镖，落至最低点时飞镖底部的挂钩与发射滑块结合，待滑块将飞镖带出装弹轨道后，连杆复位进入下一循环，实现连续装填。

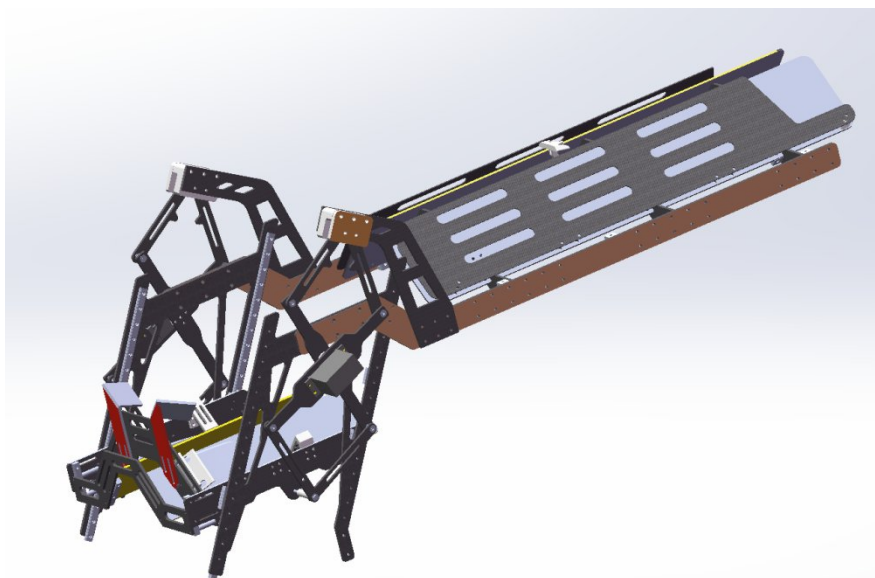


图1-4 飞镖架装弹机构

2.2 适应新制导飞镖的改进

尽管构型延续，但今年我们对飞镖本体的升级，对装弹机构提出了新的要求。本赛季我们采用有八条碳

条保护结构的制导飞镖，整体尺寸更大、质量更重，原有装弹机构的间距与通路已无法兼容。为此，我们对装弹机构进行了针对性优化：通过加宽轨道间距、调整碳板轮廓，成功规避了镖身铆钉与镖架装弹机构的干涉问题，确保新飞镖在装填过程中顺畅通过。

2.3 自动锁止机构设计

在整个装弹机构设计中，最重要的环节是如何保证飞镖按顺序依次落入装弹轨道，且在装弹轨道运动时其余飞镖保持静止。经过反复测试，最终设计了自动锁止机构，实现了飞镖逐次下落的功能。该机构的工作逻辑与装弹轨道的运动状态耦合：当装弹轨道位于下方时，因重心前置，杠杆自然下落阻挡前方飞镖继续下落；当装弹轨道回升至上方时，轨道侧边推动杠杆抬起，前方飞镖即可落入装弹轨道中。这一机构以简洁的机械结构解决了连续装填的核心难题。

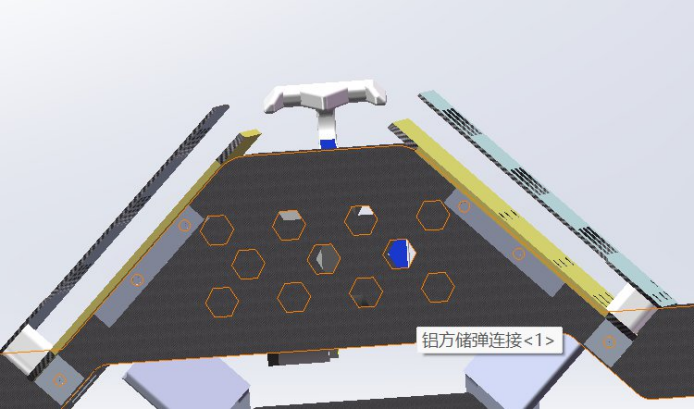


图1-5 自动锁止机构正视图

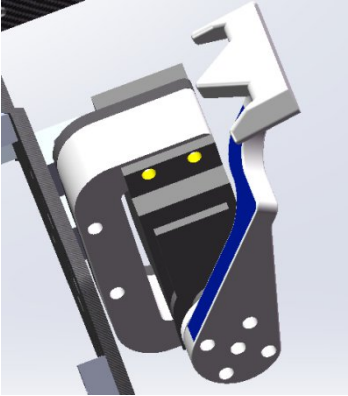


图1-6 自动锁止机构舵机控制细节图

第三章 底盘结构

3.1 总体构型与功能

底盘关于方向调节的机构，采用前后双轴系构型。

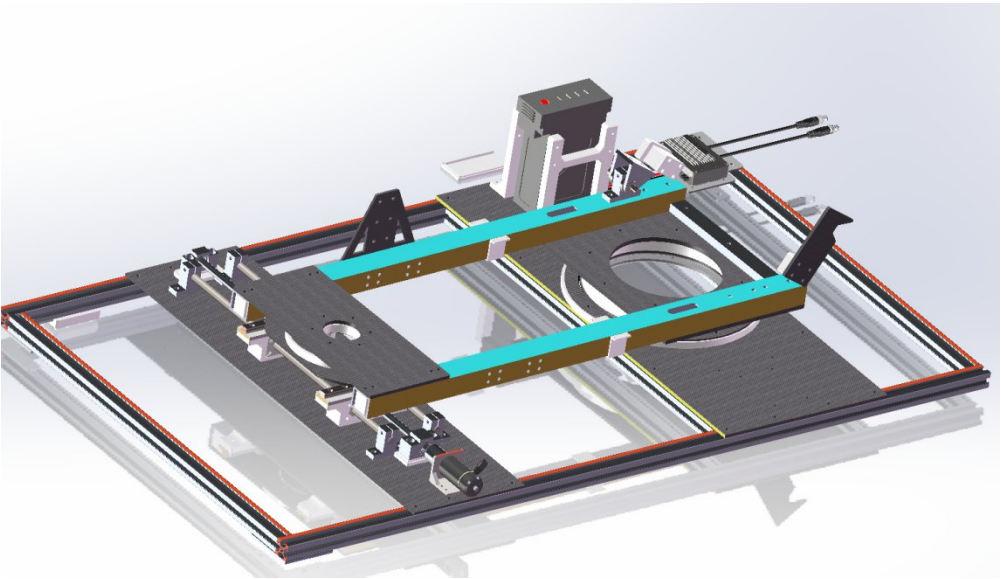


图1-7 底盘装配体

3.2 前轴承调节

前轴承安装于由直线导轨与丝杆构成的平移平台上。该平台的具体构型为：两块滑块分别嵌入两条平行的直线导轨，与两根平行光轴共同构成运动约束，确保平台仅沿预定方向平动。丝杆作为传动零件，通过2006直流无刷电机驱动旋转，将电机的旋转运动转化为平台的直线移动。前轴承即通过该结构实现位移，从而调整飞镖的射出方向。

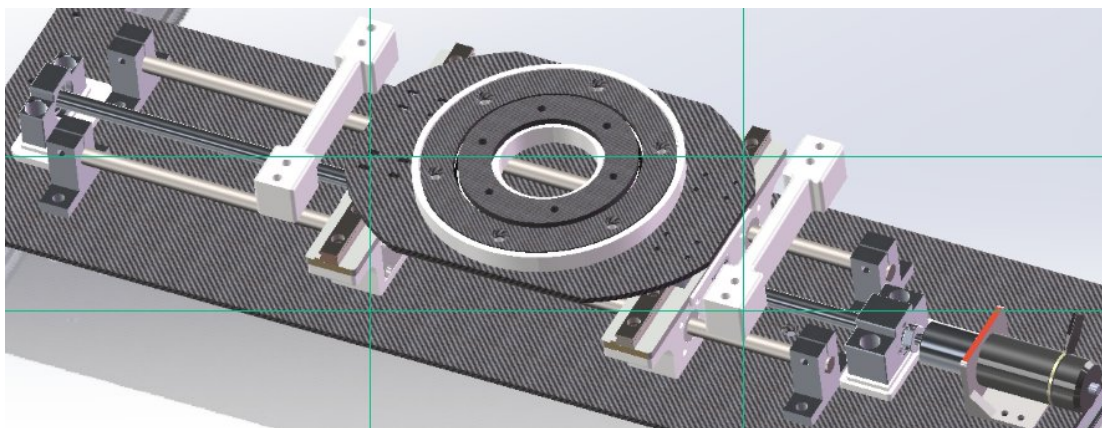


图1-8 镖架前轴承结构局部图

3.3 后部轴系设计

后轴承作为另一个运动段，其尺寸较大。主要承担两个功能：一是为发射机构提供稳定的后方支撑，二是在前轴承调节方向时通过自身的旋转自适应地跟随角度变化。

3.5 底盘自动调平装置

为了补偿赛场环境下由于飞镖发射站底座不水平导致的飞镖落点误差，设计飞镖发射架底盘自动调平装置，通过电机控制的丝杆调节脚垫高度，进而确保飞镖一级底盘保持水平。采用丝杆结构保证调节后实现自锁定，不会因为震动导致底盘角度产生变化。两侧同时设置该机构，提升调平效率。

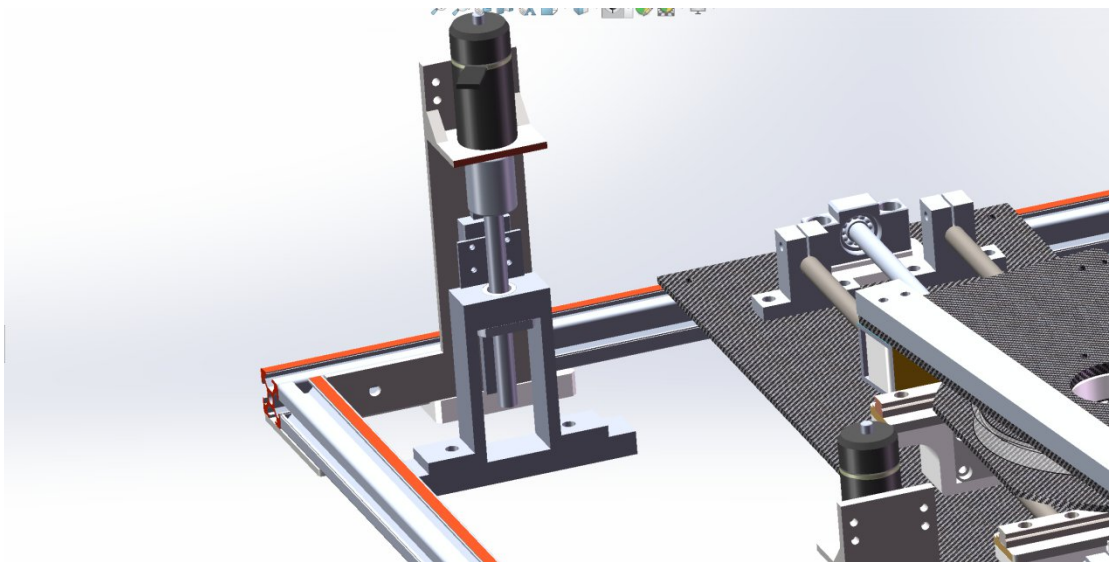


图1-10 底盘自动调平结构之丝杆调节

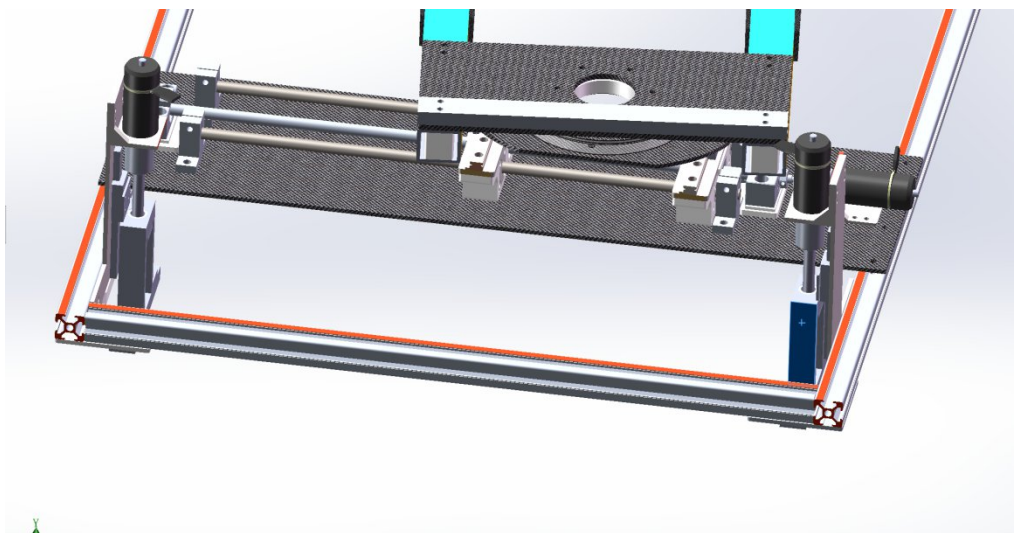


图1-11 底盘自动调平装置

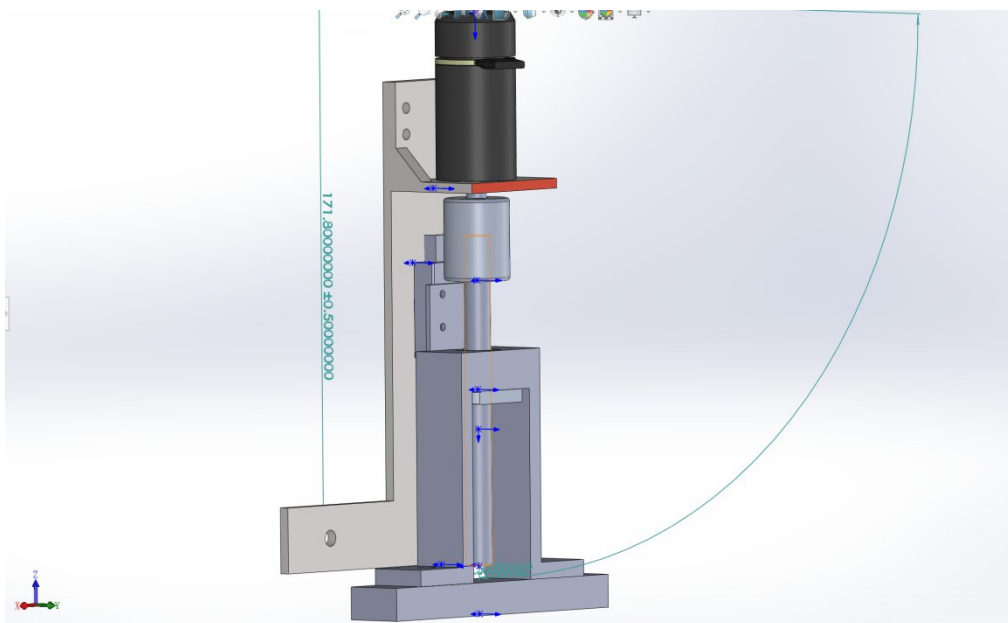


图1-12 自动调平丝杆调节放大图

2.1.2无控飞镖

整体机械结构设计

新型无控飞镖主要基于上赛季无控飞镖进行新飞镖触发装置的适配和整体改进，保留了交叉倾斜布局尾翼以及前小翼。在基础结构设计能提供较好气动特性的同时，适配更宽更重的镖头设计了新的镖体。为了简化装配以及生产过程，该技术方案将前小翼与镖体前后两端设计成同一零件，这样使得镖体表面曲线更流畅，根据边界层动量积分方程，在15-25m/s的情况下，一体化打印的外壳能减小气体摩擦阻力。

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{1}{u_e}(2\theta + \delta^*)\frac{du_e}{dx} = \frac{C_f}{2}$$

经过气动仿真，气流紧密贴合镖体，有效减小涡流以及诱导阻力，飞镖质心位于中心处，位于前小翼和尾翼之间，这种构型使得飞镖可顺利进入装填，同时不会产生转动力矩，使得上装填限位板与飞镖产生滑动摩擦。飞镖气动中心位于质心后方，能稳定飞镖姿态并保证镖头方向与速度方向矢量重合。

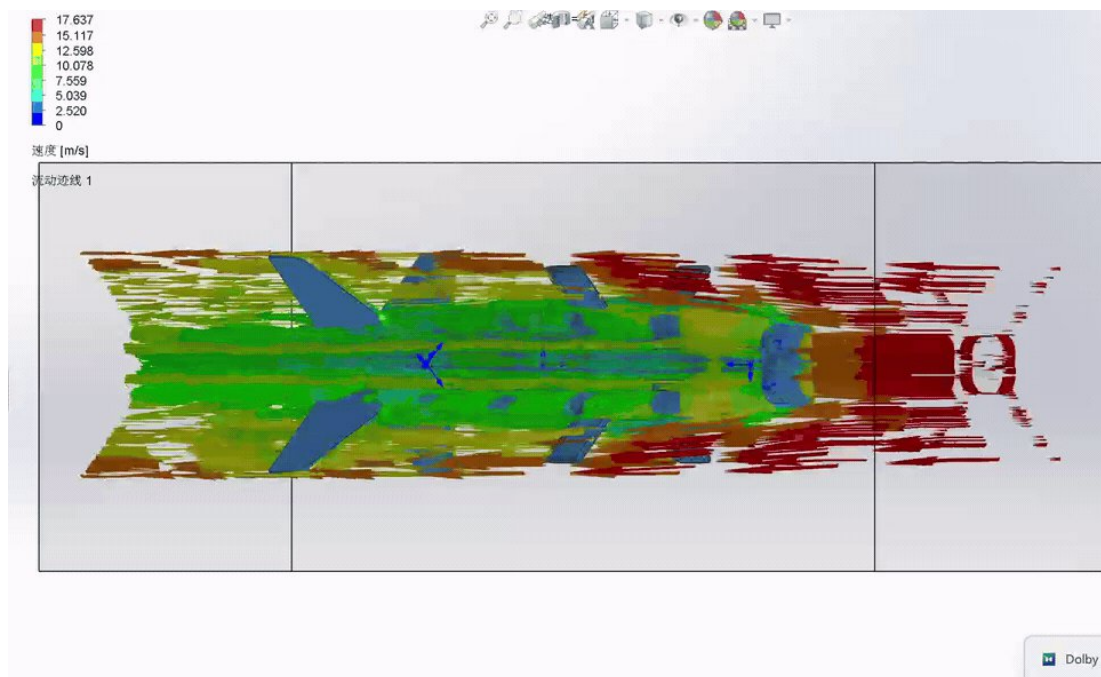


图1-13 无控飞镖在零攻角状态下的流体仿真

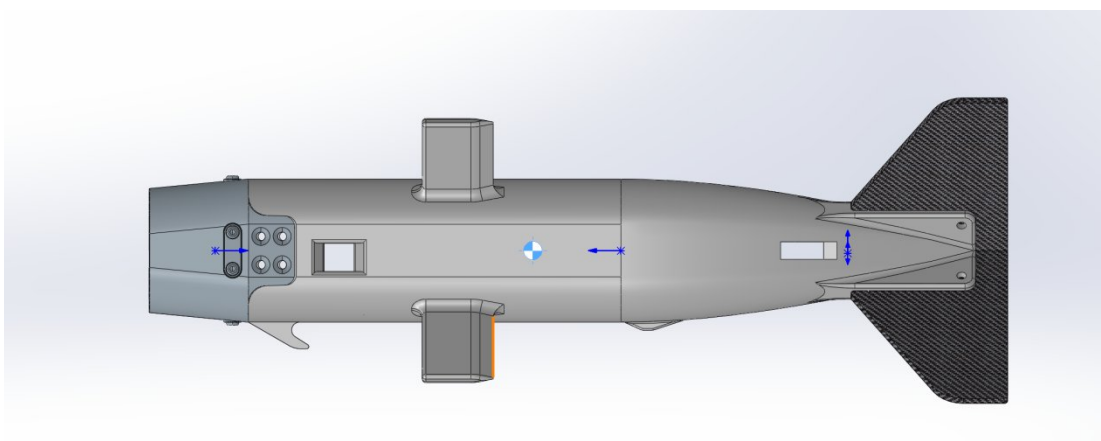


图1-14-无控飞镖质心位置

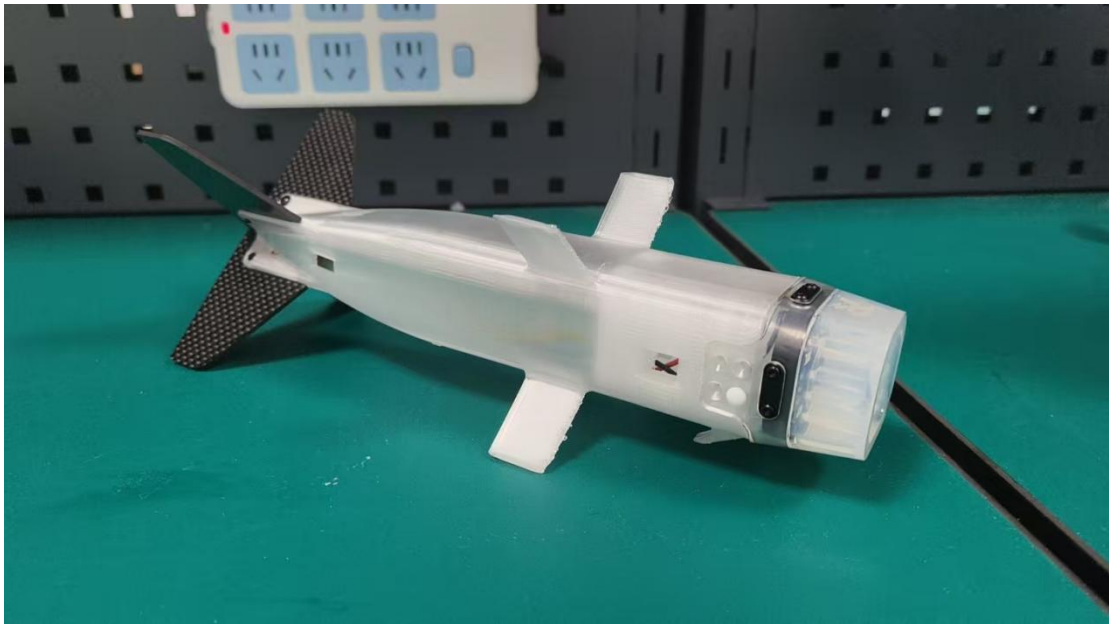


图1-15 无控飞镖实物

为了适配更大的镖头，该方案略微增长了镖体，但在同等壁厚的情況下强度有所下降，所以在飞镖前3/4的部分增加了加强筋，同样为了最大化简化设计并不破坏气动外形，选择与壳体融为一体。

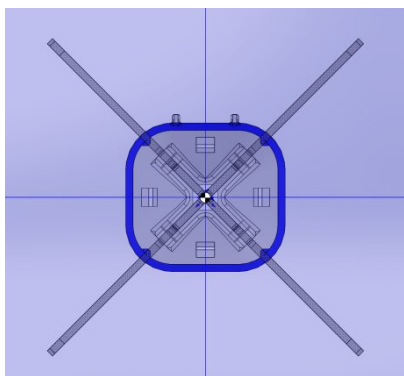


图1-16 无控飞镖截面以及加强筋展示

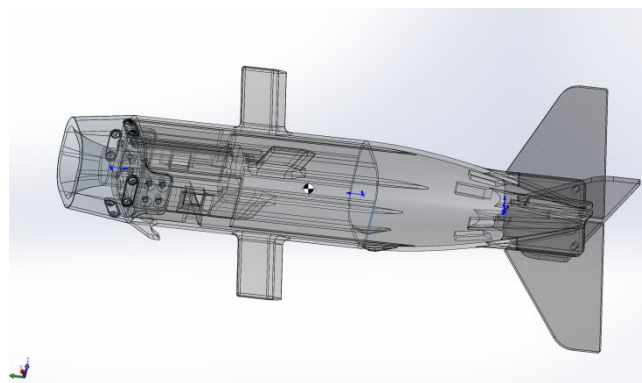


图1-17 无控飞镖加强筋透视图

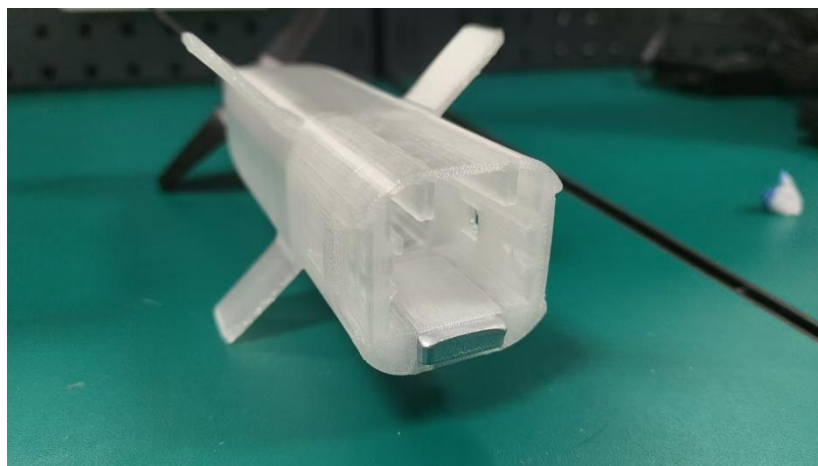


图1-18 无控飞镖配重安装展示

2025赛季使用的无控飞镖具有尾翼大、重量轻的特点，飞行时易受到无人机气流以及其他气流干扰，所以新的无控镖增加了配重槽安装配重，从而适当增大了头重，并设计了大小两种尾翼，其中小尾翼在测试过程中表现优异。

测试过程中，发现飞镖单发一致性存在问题，经过研究，发现主要问题源于挂钩较小，强度较低，在加速时易变形，故我们改进了飞镖挂钩的设计，略微增宽增厚挂钩。强度明显改进，在新一轮的测试中表现出极高的精度，25米散步稳定在一块装甲板之内。

工艺方面，新型无控飞镖外壳选择使用TPU95AHF进行一体化打印，为保证一致性，所有飞镖均采用一台打印机、同一切片文件打印。尾翼选择碳纤维板。榫卯式结构加上尼龙铆钉固定，并且借助tpu本身的弹性实现过盈配合，减小零件晃动并实现在有限的铆钉下实现装配。

为增强滑台挂钩强度，该方案改大了挂钩的尺寸以增加强度，并且调整3D打印参数，使得挂钩形态更完整，打印质量更高，强度更高，减小发射时形变带来的对精度的影响。

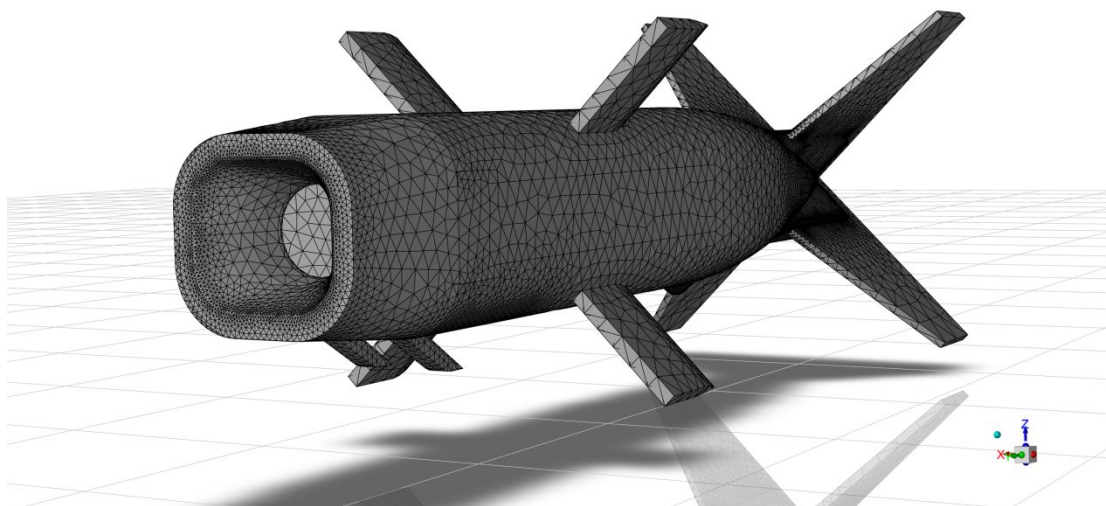


图1-19 CFD仿真图

在攻角=0°，飞行速度20m/s的情况下，CFD仿真飞行迹线如下：

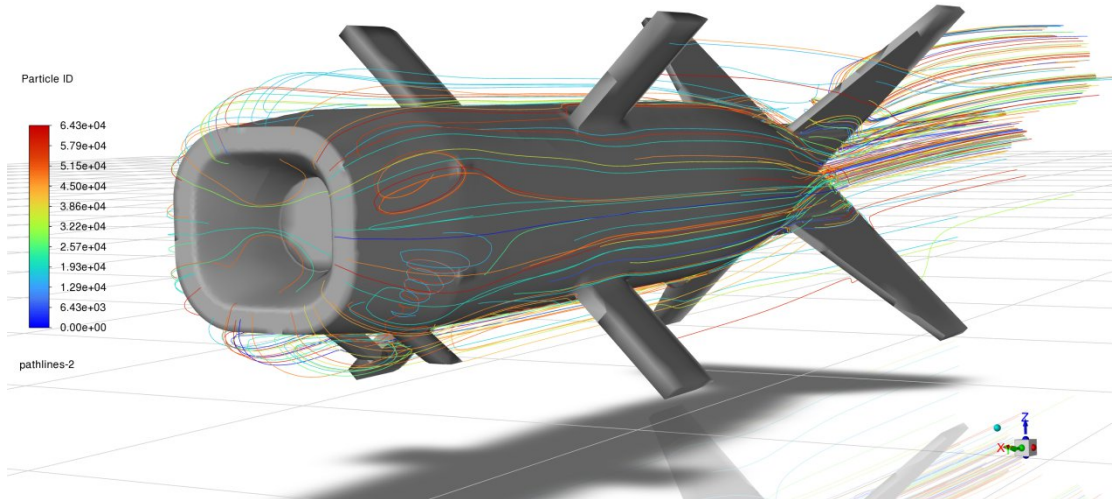


图1-20 CFD仿真飞行迹线（攻角=0°，飞行速度20m/s）

经过CFD分析后得出结论：

从流线着色图可以看出，无控镖体前端来流平稳附着于镖体表面，气流沿轴向方向顺畅展开，未出现明显的大面积分离区域，说明弹身外形设计合理。

色标显示，弹体头部及尾翼根部附近存在局部高速区，而弹体中段及尾流区速度适中，整体速度梯度平滑过渡。

尾翼表面流线贴附性好，翼面绕流对称，说明在当前来流条件下尾翼能够提供稳定的气动恢复力矩，有助于保证弹体飞行姿态的稳定性。

弹体后方尾流区流线呈扩散状向下游延伸，未见明显涡脱落或强烈回流区，表明底部阻力处于可接受范围内。

2.1.3有控飞镖

2.1.3.1总体与气动设计

气动外形的设计选择应该取决于需求牵引+技术约束，在以击打“随机移动靶”和“末端固定靶”为目标的前提下，规则限制飞镖全机总重量限制在 350g 以内、镖体尺寸在 250*250*150mm内、推重

比小于一；而实际操作中由于飞镖发射架所能够提供的发射能量上限和对翼载荷的需求，有控飞镖的机体实际重量需要被限制在250克以下。这些因素共同决定了飞镖仅作为一种低速滑翔飞行器进行研发，本部分在阐述2026年凌Bug战队制导飞镖设计方案的同时厘清了飞镖设计的流程，即总体气动设计——方案设计——结构与工艺设计。

1. 整机气动设计

研发任何一种飞行器首先应该根据需求和约束确定总体气动布局。

纵向操纵面与机翼的前后相对位置代表了飞镖总体布局最显著的特征，通常分为三种典型的形式：①正常式，即纵向操纵面位于机翼之后；②鸭式，即纵向操纵面位于机翼之前；③无尾式，即没有单独的纵向操纵面，它的纵向操纵面布置在机翼上。图2-20给出了这三种不同操纵面布局形式的示意图。分别是(a)正常式飞镖(b)鸭式飞镖(c)无尾式飞镖。

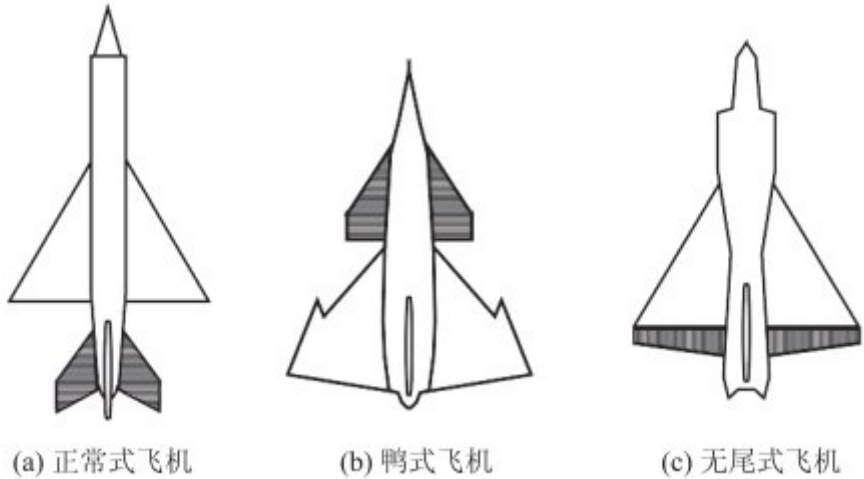


图1-21 飞行器经典气动布局

上述三种形式，实际上代表了最基本的飞镖气动布局形式。无论哪一种形式，都必须保证飞镖具有良好的操纵性和稳定性。也就是说，要求每一种形式都能使飞镖进行有效的操纵和改变其飞行状态，并在新的飞行状态下保持平衡和稳定的飞行。通常所说的操纵面要能够使飞镖在各种飞行姿态下得以配平。因此，这三种不同的形式实际上代表了三种不同的气动力配平形式。

正常式布局飞镖的特点是机翼与平尾的功能相对独立，机翼用于产生升力，平尾用于纵向配平和操纵。所谓纵向配平就是飞镖上纵向力矩是平衡的。若以飞镖重心为力矩参考点，配平的意思就是总的力矩为零。飞镖水平飞行时，水平尾翼所提供的升力的方向是向上还是向下，取决于飞镖重心和无平尾时飞镖升力合力点的相对位置。如果重心在无平尾时飞镖升力合力点之后，则水平尾翼提供向上的正升力；如果重心在无平尾时飞镖升力合力点之前，则水平尾翼产生向下的负升力。

力。对于大多数具有纵向静稳定的正常式布局的飞镖，其重心一般在无平尾时飞镖升力合力点之前，为了满足飞镖的配平，水平尾翼产生的升力向下。

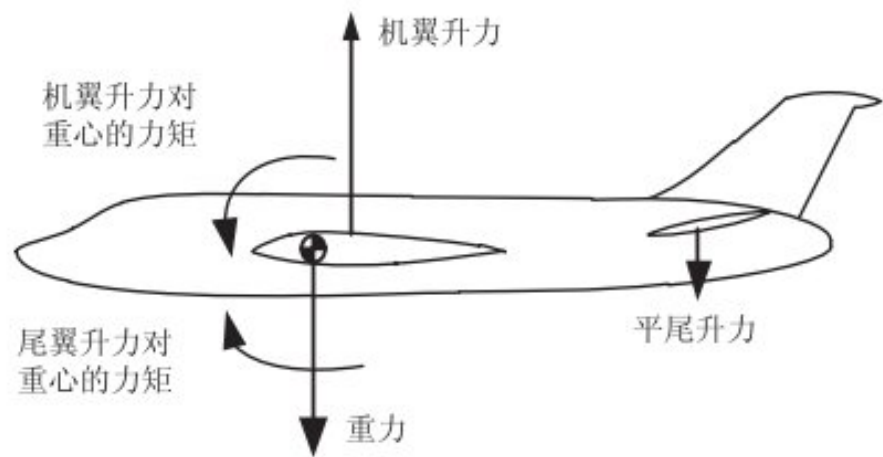


图1-22 正常式布局飞镖的配平

经典方案有南京航空航天大学2025年开源的常规布局+X形尾舵面方案，将滚转与偏航解耦，采用上下、左右对称的X翼构型，可以提高飞镖控制的机动性。值得关注的还有西安交通大学的飞机式布局，其借鉴了真实飞行器上的副翼改变姿态的思想，其采用的T形平尾的优点是平尾的速度阻滞系数大，效率高，同时，平尾相当于垂尾的端板，也能使垂尾的气动效率提高。但是需要指出的是，T形平尾布局在迎角很大的情况下，机翼的尾流会导致升降舵的效率降低和失效，有可能出现深失速问题。所谓深失速是指飞机失速后，迎角不断增大，在迎角增大至某一值时(远超过临界迎角)，飞机俯仰力矩平衡，此时迎角被锁定。在这种状态下，气动阻力很大，飞行速度急剧减小，升力急剧减小，下沉速度急剧增大，飞机处于一种失控和危险的飞行状态。

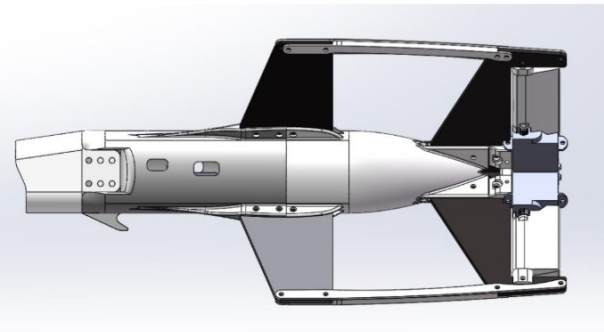


图1-23 南航2025年开源飞镖

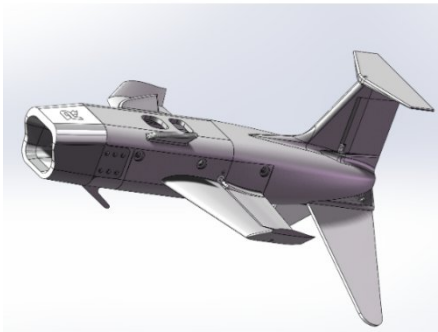


图1-24 西交2025开源飞镖

无尾式布局飞镖用机翼后缘处的升降副翼来实现飞镖的纵向配平和操纵，如图1-25所示。所谓升

升降副翼，是安装在机翼后缘并能同时实现飞镖俯仰（纵向）和滚转（横向）操纵的操纵面，它兼有升降舵和副翼的功能。因此，升降副翼既是纵向操纵面，又是横向操纵面。

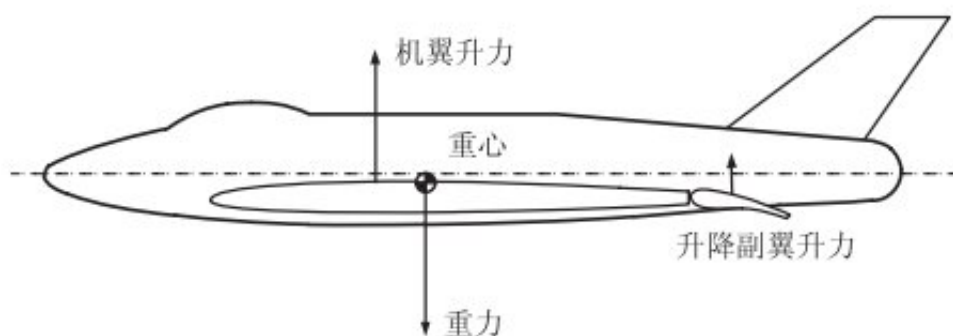


图1-25 无尾式布局飞镖的配平

对于具有纵向静稳定性的无尾飞镖，在进行纵向配平时，升降副翼的升力方向向下，是负的升力，会引起升力损失。升力损失会导致飞镖滑翔段升阻比的降低，对于纵向静不稳定性的无尾飞镖，纵向配平时，升降副翼的升力方向向上，会增加升力，如图1-25所示。

无尾飞镖的特点是产生升力的功能和纵向配平及操纵的功能均由机翼来完成，也就是机翼既用于产生升力，又用于纵向配平和操纵。纵向配平和操纵均靠机翼上的升降副翼来完成。为了使布置在机翼后缘的升降副翼获得尽可能大的纵向力臂，无尾飞镖一般采用大后掠的三角形机翼



图1-26 南航飞翼式布局飞镖（左）大连理工大学X后掠翼布局飞镖（右）

该布局的经典方案有南航的飞翼+涵道方案，以及大连理工大学在2024年开源的后掠三角翼+涵道+燃气舵方案

三角翼无尾布局形式具有以下两个方面的优点：① 结构重量较轻，这不仅是因为省去了平尾的重量，而且由于采用了无尾三角翼的形式，也使机身的重量有所减轻；② 气动阻力较小，由于没有平尾，减少了飞镖与气流的接触面积，也减小了零升阻力。

鸭式布局的纵向操纵面位于机翼之前，这个操纵面称为前翼或鸭翼，通过鸭翼的偏转可实现飞机的配平和操纵功能，如图1-27所示：

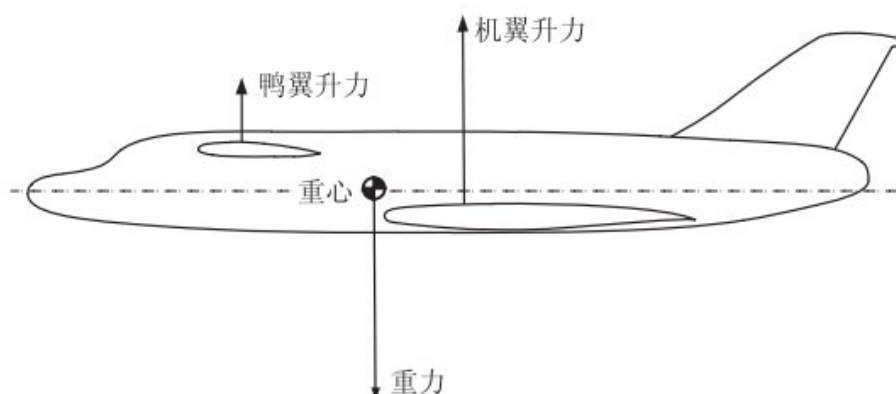


图1-27 鸭式布局飞镖的配平

根据鸭翼与机翼的相对距离，可分为远距鸭式布局和近距耦合鸭式布局两种形式

(1) 远距鸭式布局

远距鸭式布局意味着鸭翼与机翼之间的距离较远。对于这种布局的飞机，鸭翼主要起到类似平尾的作用，它的特点是飞机平飞或拉起时，鸭翼产生正升力。

远距鸭式布局还可以防止飞镖的失速、提高飞镖的安全性。将鸭翼设计为先于机翼失速，在飞镖大迎角飞行时（接近失速迎角），鸭翼会先失速，飞镖会自动“低头”，减小机翼迎角，从而可防飞镖失速。

虽然鸭翼避免了机翼下洗气流的影响，但鸭翼下洗气流对机翼的流场有影响，会影响机翼的展向气动力分布，有可能增加诱导阻力。飞镖迎角较大时，飞镖的俯仰力矩可能具有非线性特征，对俯仰操作特性产生不利影响。

另外，鸭翼会使气动焦点前移，为了保证飞镖的静稳定裕度，飞镖重心也需前移，导致鸭翼与重心的距离较短，因此，鸭翼的配平能力通常不如平尾。若机翼产生大的低头力矩，鸭翼有可能无

法满足纵向配平要求。

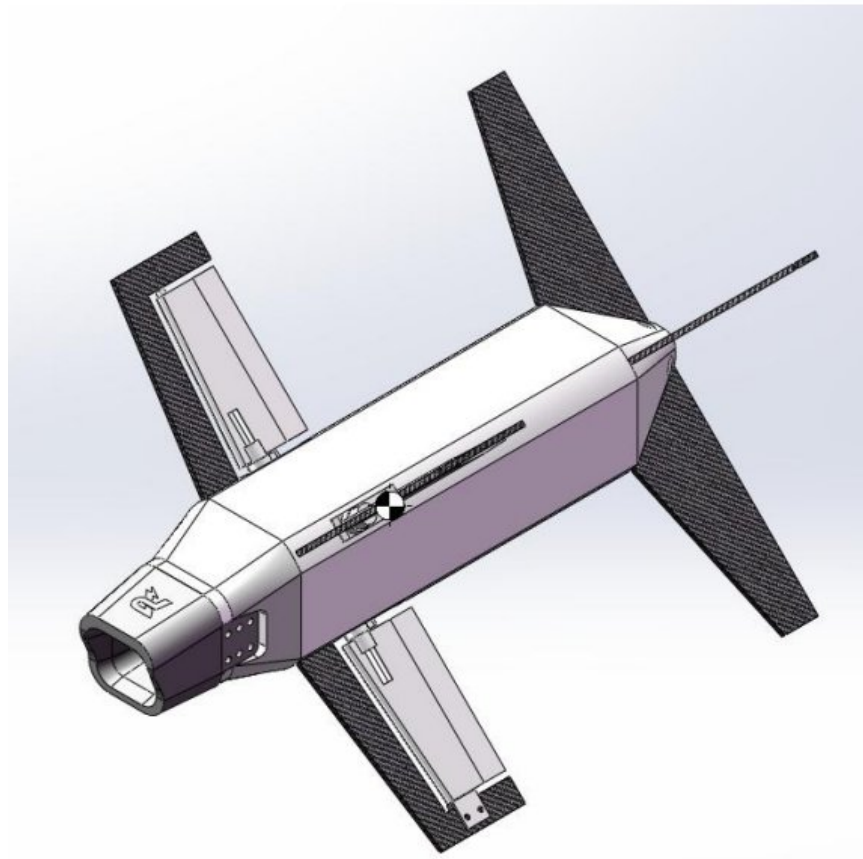


图1-28 西北工业大学X形鸭翼方案

该布局的经典方案包括西北工业大学的远距鸭翼方案，曾在赛场上实现了赛史首次对随机靶的命中，

(2) 近距耦合鸭式布局（简称近距鸭式布局）、

近距鸭式布局飞机具有良好的机动性能和大迎角时的气动特性

由于鸭翼会使飞机的气动中心(焦点)前移，降低飞机的纵向静稳定性，因此近距鸭式布局飞机大多为纵向静不稳定或稳定性很小的飞机，其纵向飞行稳定性主要不是靠气动力自主恢复，而是依赖于自动控制系统。另外，由于鸭翼的力臂(鸭翼与重心的距离)较短，鸭式布局飞机的配平能力受到一定的限制。这一布局的代表方案有浙江大学的x形全动前翼，其在2025年的超级对抗赛场上实现了13发随机移动靶的命中。

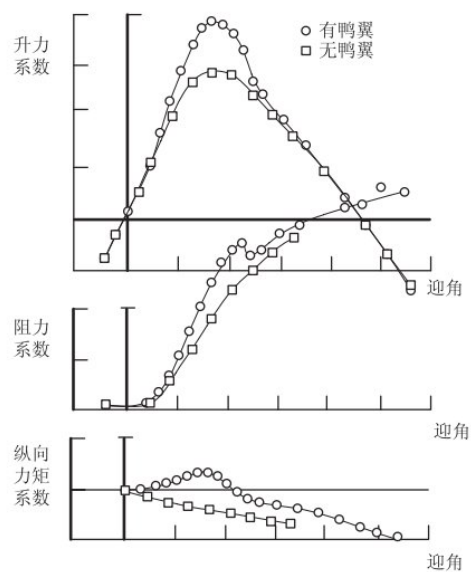


图1.29 近距鸭式布局飞镖的气动特性示意图

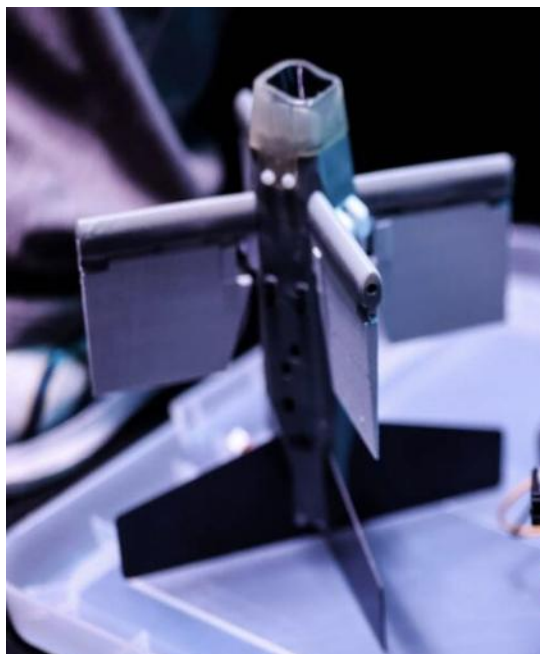


图1-30 浙江大学可动前翼飞镖

综上，本赛季选择无尾式和近距鸭式布局作为待选气动布局。

2. 方案设计

为了实现击打随机移动目标和末端移动目标，存在两种基本思路，一是增强飞镖的末端机动能力；二是加长滞空时间，使视觉系统能够在目标停止移动后再发现目标，此时末端移动目标仅相当于随机移动目标。基于两种思路的组合，本部分在近距鸭式的基础上提出了三种新方案有控飞镖和一种基于三角翼布局的老方案改型有控飞镖

- **高机动能力：四舵面有控镖**

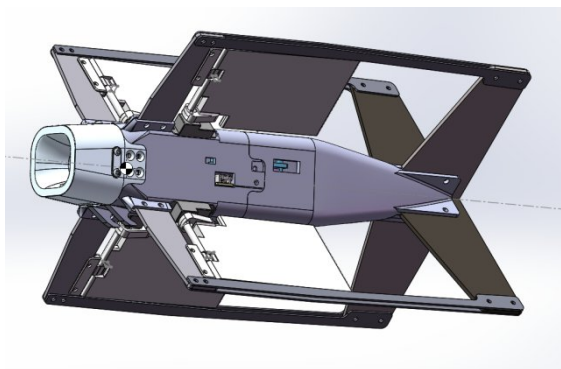


图1-31 四舵面有控镖图纸



图1-32 四舵面有控镖实物

飞机的机动性能主要以一定高度、速度下的过载系数 n 来反映，其优劣依赖于飞机的最大升阻比与自身推力。经计算，飞镖设计-1G为pitch最大使用过载、 $\pm 0.5G$ 为yaw最大使用过载。近距鸭翼在中到大迎角时会产生稳定脱体涡，扫过主翼上表面，延缓气流分离，显著提升最大升力系数 C_{Lmax} 。在给定过载系数 n 时所允许的最大翼载计算公式为：

$$W/S = \frac{C_{Lmax}}{n} \times \frac{1}{2} \rho V^2$$

在相同翼载和速度下，更高的 C_{Lmax} 意味着可实现更大的过载 n ，适合快速转弯、大迎角指向。在该布局下气动力可以直接作用于质心，高效地直接改变机体运动方向，而无需通过先改变机体姿态再改变机体运动方向，因此设计了四面大可动前翼的有控镖，同时为了保证滚转和偏航稳定性，设计了较大面积的尾翼。

下一步对该型飞镖简化模型在ANSYS FLUENT模块内进行气动仿真分析，FLUENT基于质量守恒、动量守恒、能量守恒三大基本方程，主要使用有限体积法（FVM）进行数值仿真，核心思想是将计算域划分为网格单元（控制体积），对守恒方程在控制体积内积分，得到离散代数方程组，保证物理量守恒。笛卡尔坐标系中，三维情况下的无量纲 N-S（Navier-Stokes）方程可以表示为

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial (F^i + F^v)}{\partial x} + \frac{\partial (G^i + G^v)}{\partial y} + \frac{\partial (H^i + H^v)}{\partial z} = 0$$

方程在求解的过程中三维 N-S 方程表示如下：

质量守恒方程：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m$$

动量定律方程：

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\overline{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

能量守恒方程：

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = -\nabla \cdot \left(\sum_j h_j J_j \right) + S_h$$

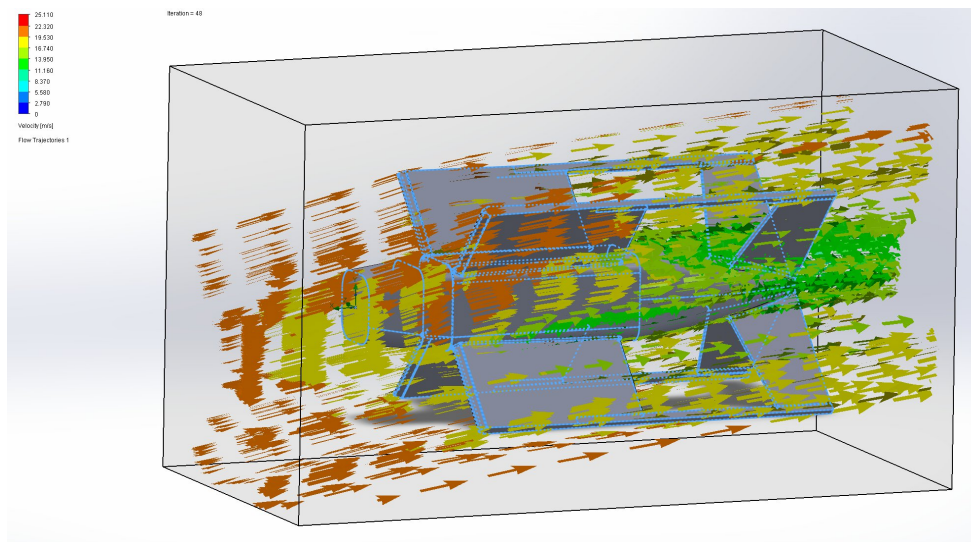


图1-33 来流速度为20m/s，攻角为10°时的四舵飞镖流动迹线图

通过对仿真结果的分析，发现鸭式布局的操纵面更靠近重心，舵面偏转时能更快改变飞行姿态，适合精确打击的末段机动需求。且鸭翼位于弹体重心前方，能提供抬头力矩，配合尾部尾翼形成稳定的气动配平，避免飞行中出现俯仰失控。在大迎角下产生涡流，延缓气流分离。

高机动能力+非常规弹道延时：八舵面有控镖

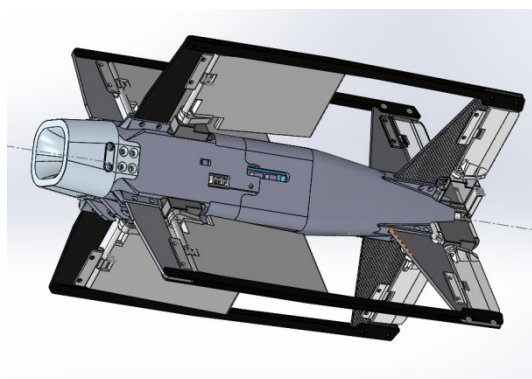


图1-34 八舵面有控镖图纸

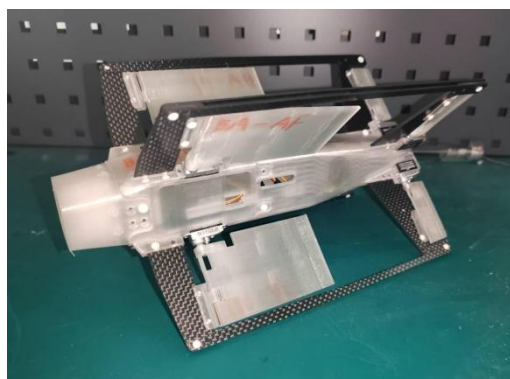


图1-35 八舵面有控镖实物

八舵面飞镖是基于四舵面飞镖改进而来，核心在于加长视觉传感器的反应时间，最终意图实现前中后三个阶段的弹道效果，为了降低控制难度，前翼和尾舵面的控制通道和时间是解耦的，三个阶段包括：

爬升段：这一阶段四面前翼不进行作动，仅由四面尾舵偏转产生绕质心的气动力矩，改变机体姿态进而改变机体指向，意图使整机尽可能爬升到最高点

滑翔段：这一阶段四面前翼不进行作动，仅由四面尾舵偏转，意图改变机体指向，使视觉相机能

够捕捉到目标

机动段：这一阶段四面尾舵不进行作动，仅由四面前翼进行作动，进行末端机动。

- 高机动能力+主/被动减速延时：矢量阻力有控镖与阻力板有控镖

一、矢量阻力有控镖

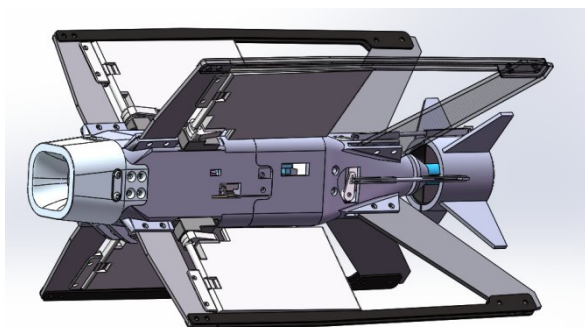


图1-36 矢量阻力有控镖图纸



图1-37 矢量阻力有控镖实物

设计该型飞镖的目的在于以主动减速方式延长反应时间，具体操作目标为获得可控的阻力，因此该型有控镖在四面前翼的构型基础上通过在尾部反装涵道电机的方式设置了阻力舱段，反装一个28mm涵道电机，意图通过两个垂直方向的舵机拉杆和打印球铰实现阻力的三维矢量控制。

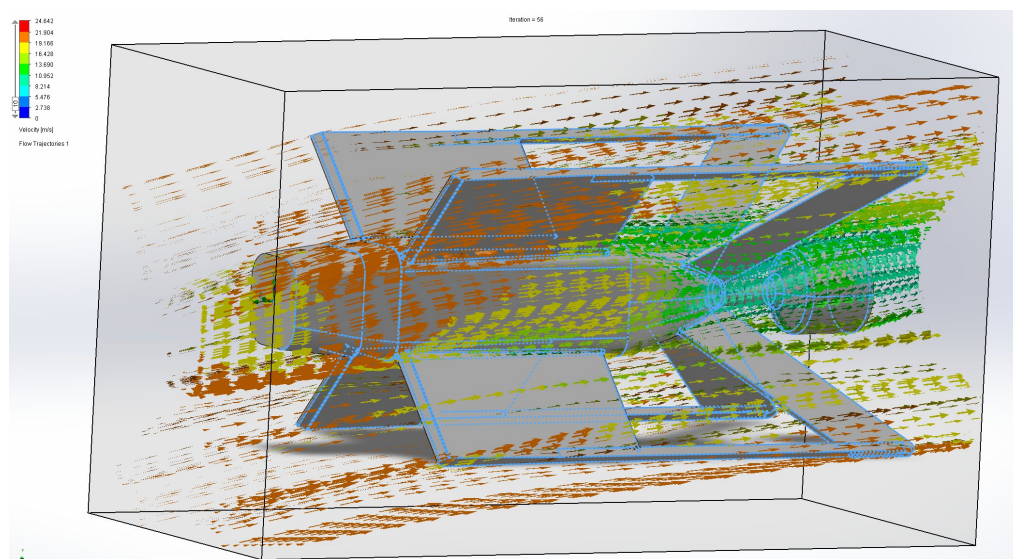


图1-38 来流速度为20m/s，攻角为10°时的CFD仿真结果

由对CFD仿真结果的分析可以发现,飞镖迎风面前缘、翼尖区域出现局部高速区，体现气流绕流加速效应。飞镖尾部、翼间及弹体背风面形成明显低速区，是尾迹涡、流动分离的典型表现。来流迹线在弹体和翼面前缘发生偏转，贴合外形流动，说明主流为附体流。翼尖、尾翼后缘出现迹线

紊乱、卷曲，预示翼尖涡、尾涡结构生成，这是诱导阻力的主要来源。尾部低速区宽度大于弹体，体现粘性耗散和动量亏损，形成压差阻力。这说明该型飞镖的尾部外形有待进一步优化

二、阻力板有控镖

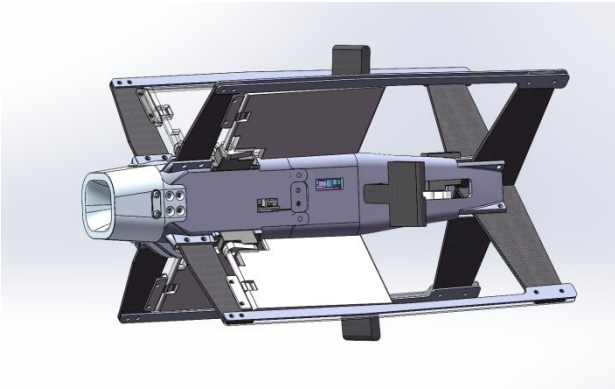


图1-39 阻力板有控镖图纸

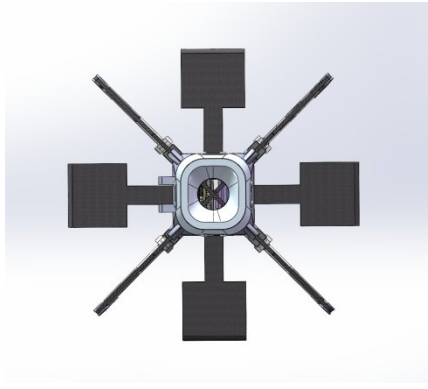


图1-40 阻力板有控镖正视图

设计该型飞镖的目的在于以被动减速方式延长飞镖下落过程中可动前翼的姿态调整时间，为制导系统提供充足的控制周期，设计时借鉴了高阻炸弹的设计思想，在可动前翼基础架构上设计了四片弹出式阻力板，阻力板将在弹道中后段快速展开后可形成稳定气动阻尼，降低飞镖下落速度，改善飞行姿态，提高弹道稳定性。其工作区域与尾翼互不干扰，不会影响尾翼原有的稳定效果，可以保证飞镖全程飞行稳定。提升命中精度。



图1-41 现实中的高阻力减速板式炸弹

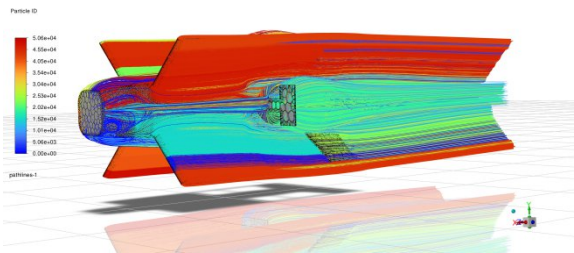


图1-41 展开阻力板条件下的CFD仿真结果
(20m/s, 0度攻角)

由来流速度为20m/s, 0度攻角条件下该型飞镖的CFD仿真结果（图1-42）分析可知，头部迎风面形成明显蓝色低速滞止区，气流被压缩，符合钝头体流动特征。弹体上表面流线平滑，以青色 / 绿色为主，流速接近来流，附体流动良好。阻力板区域气流被强烈阻挡，在阻力板前后形成剧烈的速度梯度，板后出现大面积蓝色低速尾迹区，体现强阻滞效应。尾部区域阻力板尾迹与弹体尾

流叠加，形成更宽的低速区，流动紊乱程度显著提升。流线在来流在阻力板前缘发生剧烈偏转，绕流后在板后形成分离涡，流线紊乱，是压差阻力急剧增大的直观表现。弹体侧面与翼面处流线仍较规整，说明阻力板主要影响纵向流场，对横向稳定性干扰较小。在展开阻力板、来流速度为20m/s、0度攻角条件下的阻力约为1.4N，阻力系数约为0.47，足以满足减速需要。如图1-42和图1-43所示

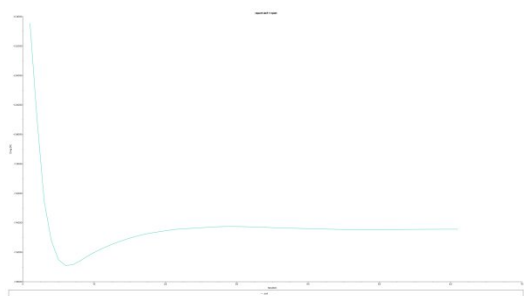


图1-42 仿真所得阻力大小曲线

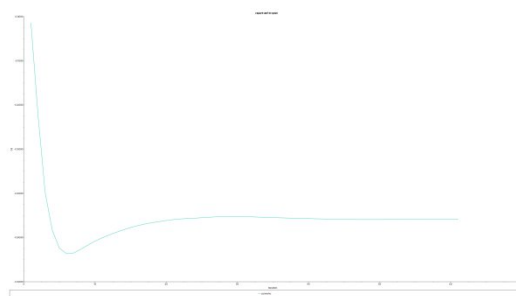


图1-43 仿真所得阻力系数曲线

- **前掠翼改进型有控镖**

该型飞镖主要基于2025赛季前掠翼型飞镖改进而来，在上个赛季的测试中，前掠翼型飞镖展现了较强的过载能力，但是存在较易失速，机体运动方向改变迟缓的问题，针对这两个问题，提出了采用无尾三角翼改进方案。旨在在增大有效翼面积，降低翼载荷，提升机动性的基础上，通过大面积镂空减轻结构重量，另用表面蒙皮的方式获取相同升力面积。

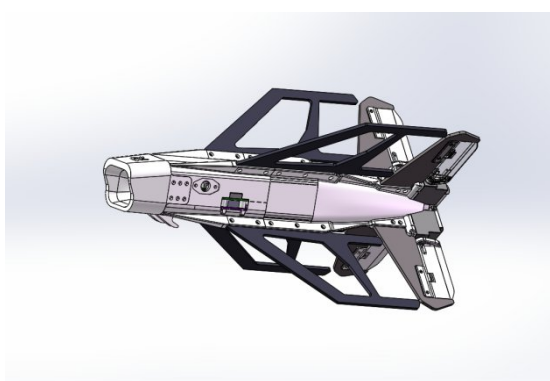


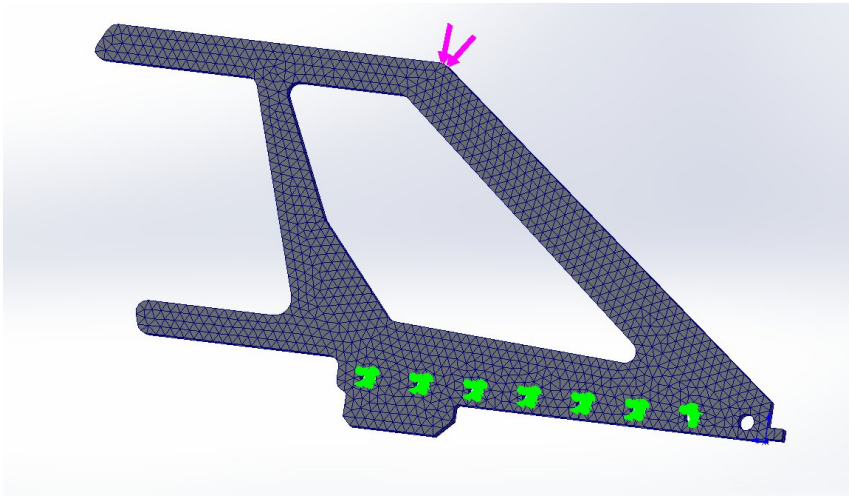
图1-44 四尾舵—后掠翼有控镖图纸



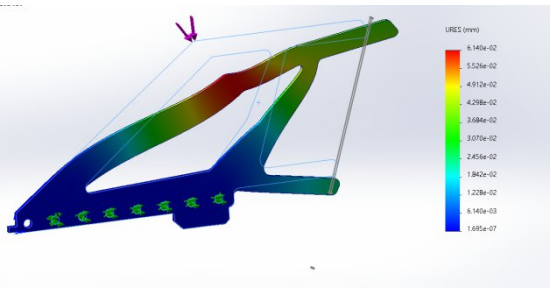
图1-45 四尾舵—后掠翼有控镖实物

对于该镂空结构的强度问题，决定将动力学问题转化为等效静力问题来解决。该问题可以描述为一个210g的物体，210g的镖体以33°仰角发射至25m远外，落地0.01s时瞬间速度变为水平，通过

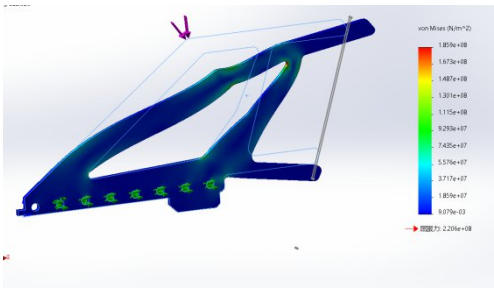
计算可得所受冲击力大小约为187N，通过静力学仿真可知其危险应力为 $1.15 \times 10^8 \text{pa}$ ，远低于碳纤维材料的屈服应力，满足大安全系数下对结构强度和刚度的要求。



网格划分



全位移



全应力

2.1.3.2结构与工艺设计

1. 镖体主结构设计

制导飞镖的总体结构如图1-46所示

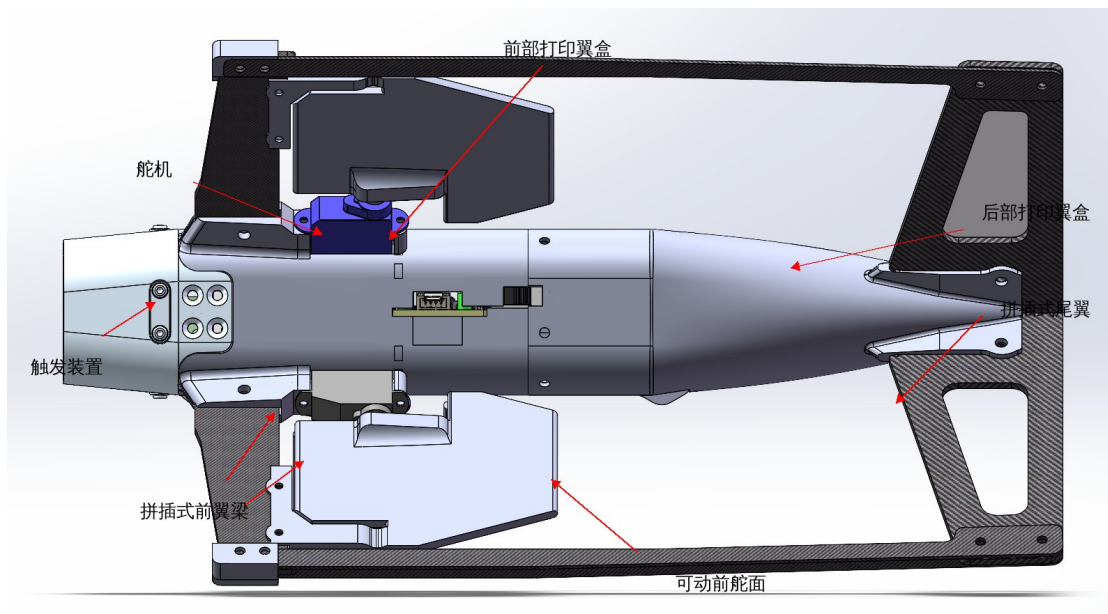


图1-46 飞镖总体结构

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。

飞镖和实际飞机结构设计最大的不同在于飞机结构承受的主要为气动力对机翼的扭转，而飞镖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。同时飞镖所处的 $10^4 \sim 10^5$ 低雷诺数下的翼型增升效果有限，导致“翼梁”“翼肋”“蒙皮”“翼型”等传统概念不适用于飞镖，在南京航空航天大学研制的制导飞镖开源方案中，其飞镖的碳板既作为升力来源的一部分，也作为机体本身的结构件，这种“升力+结构件一体化”的设计思想贯穿了制导飞镖始终，其优点在于减少了重量的同时能保证较为不错的抗弯刚度，但是可能会侵占镖体中段内部空间。基于此种思想，飞镖设计应该从全机结构主要受力形式及传力方案入手，进而确定机翼、机身、尾翼布局形式，其中最重要的是机翼与机身结构的总体布置形式。通过对冲击瞬间的受力分析，可以发现飞镖的落地时正向冲击力通过飞镖头传导至机身，侧向冲击通过碳板传导至机身。而气动力和质量力可视为小量，保持足够的刚度即可满足，故飞镖的结构设计考虑冲击载荷为主。基于机翼与机身载荷传递情况，机翼的弯矩、扭矩和剪力这三种载荷中，飞镖落地瞬间外部框架所受的弯矩是最主要的载荷，它对结构强度影响最大，全机结构布局应重点考虑该载荷的传送。飞机翼身结构一般有以下几种布局形式，如图1-47所示。

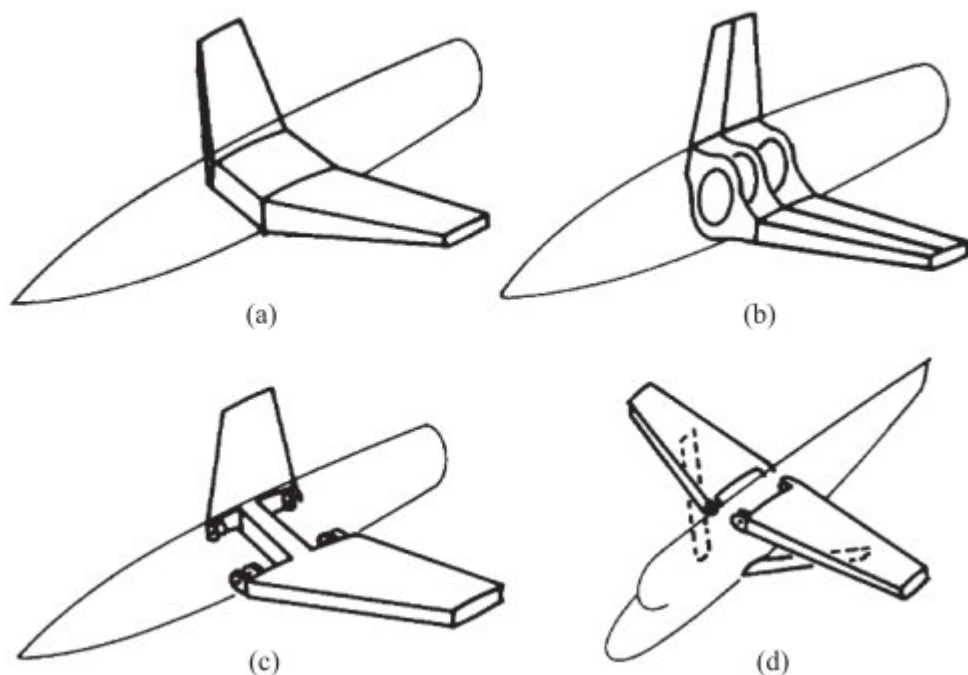


图1-47 翼身结构类型

1) 机翼翼盒穿过机身的结构布局形式

上单翼和下单翼布局的飞镖，一般采用机翼主受力盒穿过机身的布局结构形式，由于这种布局将结构总体的最主要载荷（左右机翼弯矩）直接相互平衡，这样机身不承受任何机翼弯矩，只承受机翼通过接头传来的剪力和扭矩，这种布局是飞镖的理想传力布局。但机翼主受力盒要占据一些机身空间。

2) 通过加强框传递机翼载荷的结构布局形式

由于气动力要求，高速飞机常采用中单翼布局。这种布局的机翼翼盒无法穿过机身，机翼上的载荷只能通过接头传递给机身框，如图 11-12(b)所示。这样，机身的加强框要传递机翼上的弯矩、扭矩和剪力，特别是传递翼肋弯矩，但是要付出一定的传力结构重量，

3) 翼梁穿过机身的结构布局形式

在有些情况下，中单翼布局的飞镖允许机翼的梁穿过机身，通过穿过机身的梁自身平衡机翼的弯矩，剪力和扭矩通过机身框接头传递，如图 11-12(c)所示。这种结构与翼盒穿过机身布局传力的不同点是：由于机翼翼盒不能穿过机身，机翼要将外翼传递过来的弯矩在翼根部集中到梁上，扭矩也要通过加强肋集中到翼根接头上，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。从受力观点看，该结构优于通过加强框传载布

局，但不如机翼翼盒穿过机身布局。

综上，本赛季制导飞镖吸取机翼翼盒穿过机身的优点，采取前部拼插式翼梁+并列加强条+后部拼插式尾翼的受力盒式结构（如图），前部翼梁通过头部凸起与前部翼盒固定，凸起进行了圆滑修形以减少摩擦阻力，工艺方面选择接缝处灌入热熔胶以进一步减阻；受力盒式结构会将瞬时冲击通过前部翼梁传导至前部打印翼盒和尾翼，打印镖体不受到弯矩，主要受到纵向压应力，在保护全动前翼的同时大大提升了结构整体抗弯刚度。且内部空间不受限制，体积足以容纳所需的航电设备。

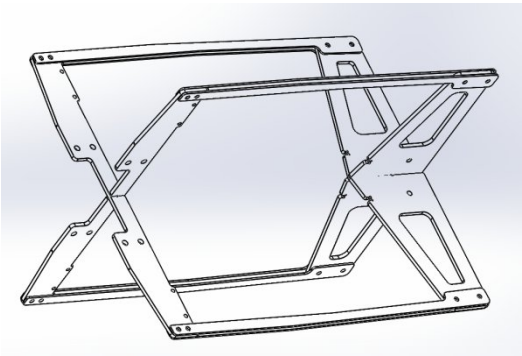


图1-48 主承力结构

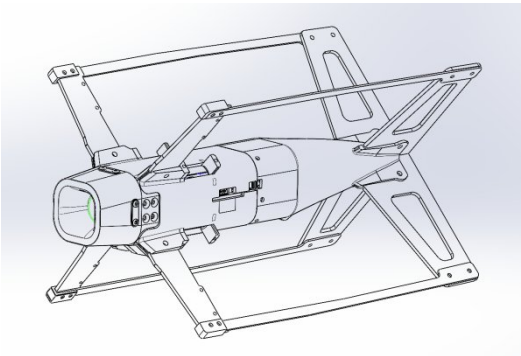


图1-49 镖体主体结构

前后翼盒由TPU95a一体打印完成，与PLA或其他材料相比，TPU柔性材料具有非常优秀的韧性。在飞镖的应用场景中会频繁的受到冲击，使用硬质框架“硬碰硬”最终会导致主框架发生磨损和断裂。使用TPU材料，在接触目标时发生部分形变减小受到的冲击，避免塑性形变，能够极大程度上提高飞镖的使用寿命。前后翼盒通过挂耳以八颗塑料铆钉连接（如图5、6），

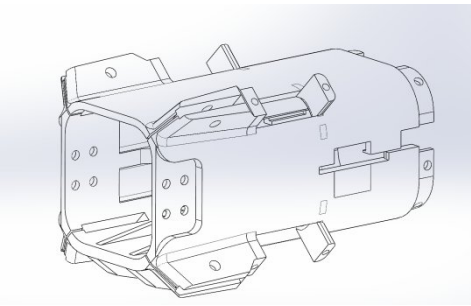


图1-50 前部翼盒

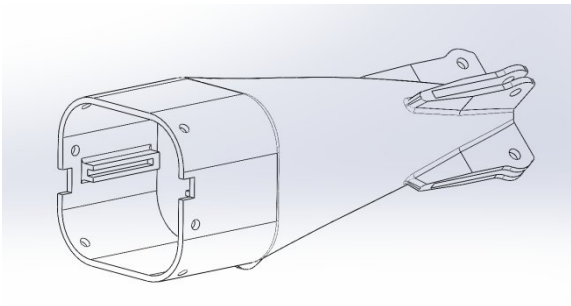


图1-51 后部翼盒

2. 飞镖内部结构设计

制导飞镖的内部元器件结构如图1-52所示

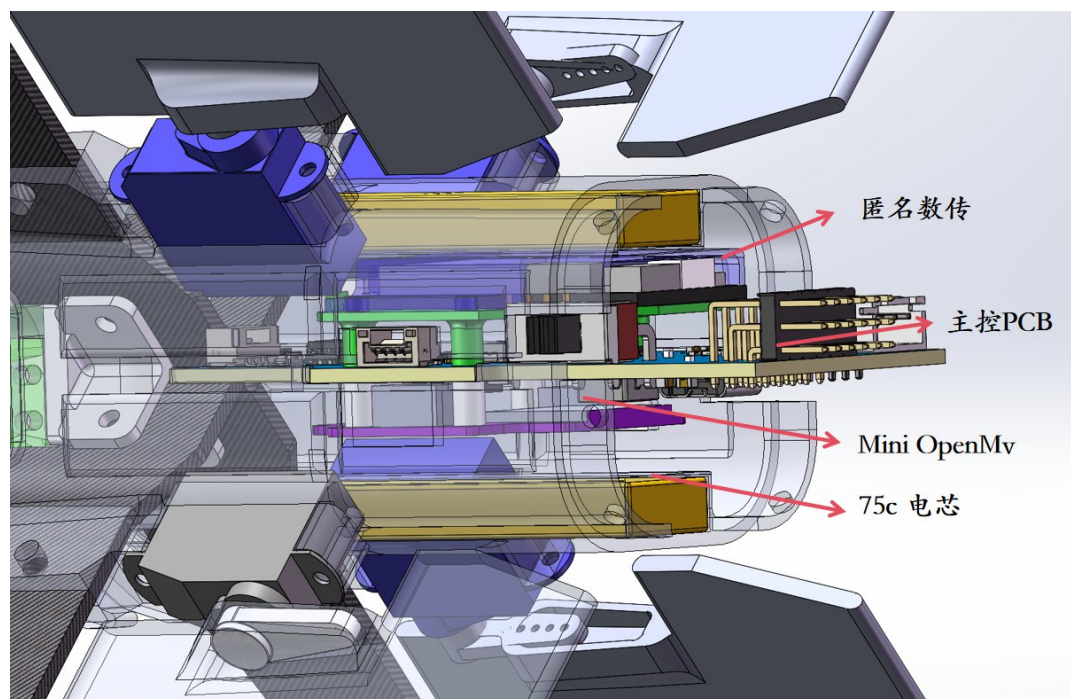


图1-52 内部元器件布局

本赛季的飞镖航电部分采用了类似飞塔的形式，在前部翼盒的上下蒙皮开设了两个电池仓，用以容纳两个75c 450mAh电芯，飞塔包含了主控制器和其所需的所有模块，包括飞控模块，视觉模块，数据回传模块。飞塔是集供电，识别，运算，控制为一体的模块，是有控飞镖的核心部分。

航电模块为分层设计，分为上中下三层。其中最上层是搭载H7芯片和双BMI088的成品飞控模块，中层为视觉开发板以及连接的视觉相机，下部为高集成度分电板，其集成了降稳压模块、匿名数传模块、按钮开关、蜂鸣器等元件，可以实现飞镖飞行过程中的无线数据回传，还能通过LED灯光和蜂鸣器来快速判断飞镖当前状态。同时前后部翼盒分别设计了对称的卡槽（如图1-53和图1-54所示）与PCB外形拼插配合来固定分电板，具有拆卸方便、固定牢固的优点。

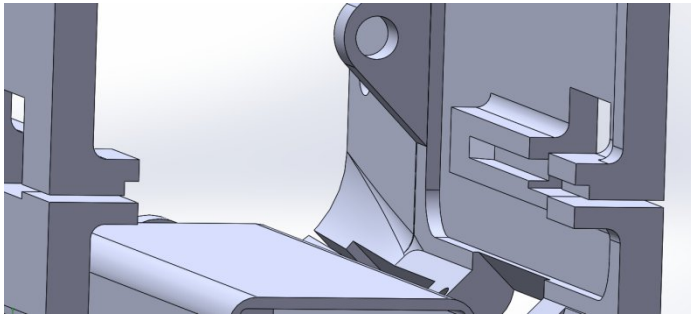


图1-53 前部分电板卡槽

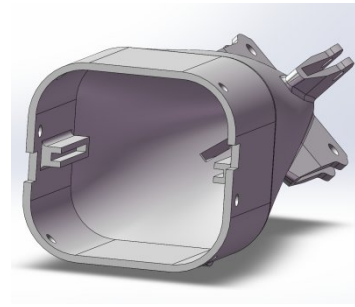


图1-54 后部分电板
卡槽

主控板上的开关可以一键启停飞镖，在外部接口处做了相应的镂空处理。

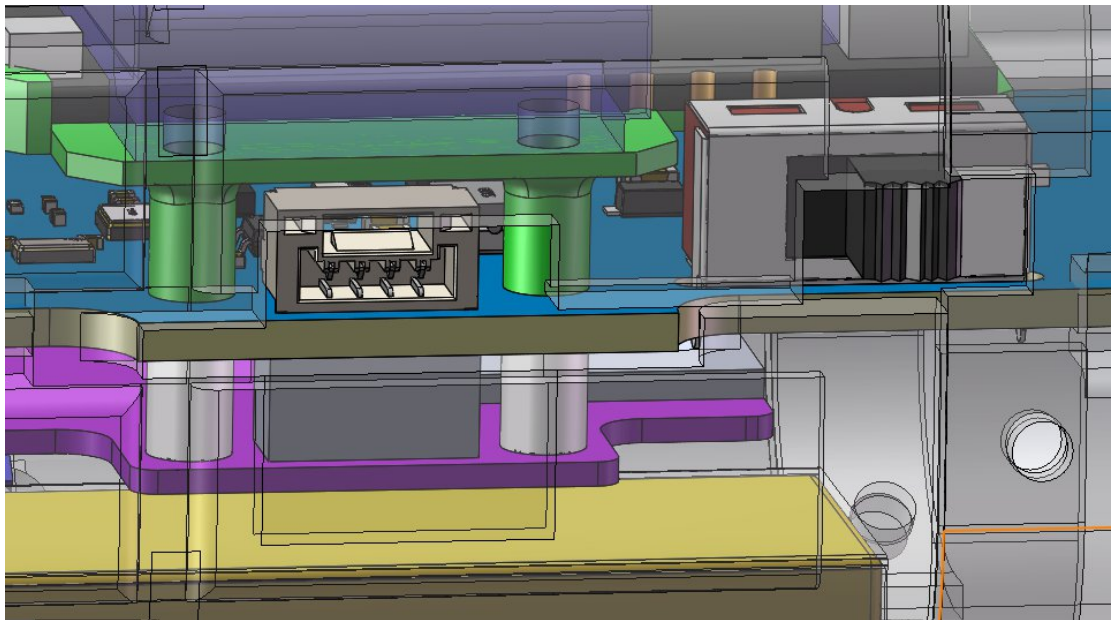


图1-55 开关和外部接口

3. 飞镖活动机构设计

- 可动前翼

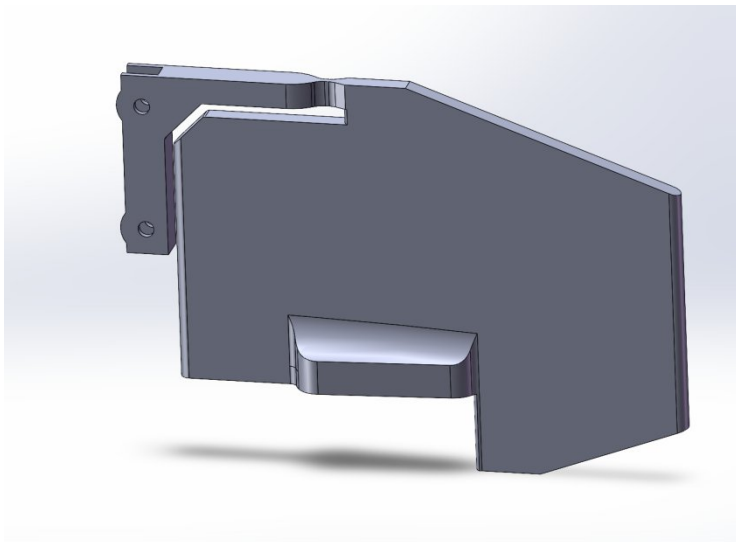


图1-56

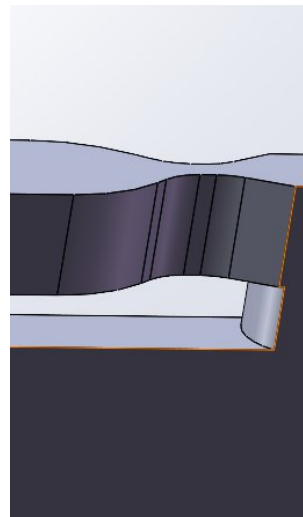


图1-57

可动前翼采取TPU一体打印，在铰链处进行了收窄处理，与舵盘连接处进行了开槽设计以配合舵盘形状。

- 阻力板触发装置

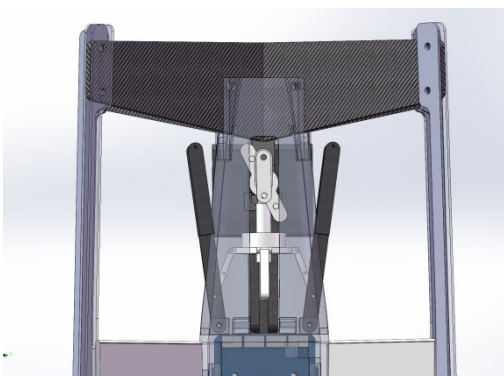


图1-58 阻力板触发结构——收缩状态

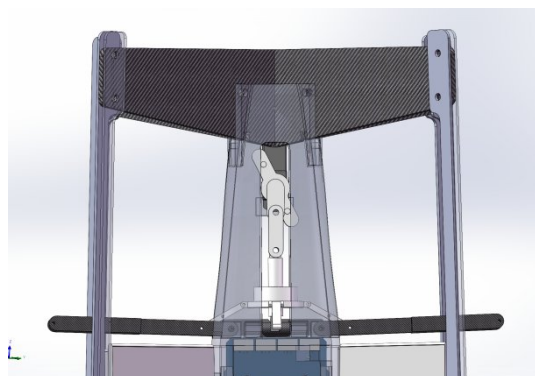


图1-59 阻力板触发结构——释放状态

阻力板触发舵机通过控制舵盘带动带有小圆柱突起的拨杆旋转，拨杆上的圆柱销会推动短连杆绕自身固定轴进行摆动；短连杆的摆动又会带动与之铰接的长连杆同步运动，将小角度摆动进一步放大；长连杆的末端再带动下方的滑块或推杆实现上下直线往复运动。在收缩状态下，舵机进行小幅旋转，短连杆会在整个结构的重力作用下快速进行顺时针旋转，再通过阻力板的连杆组，使得阻力板进行快速张开，完成舒展。在飞镖回收后，舵机再进行旋转使得短连杆再回到收缩状态的位置，进而完成收缩。以此驱动阻力板完成舒展与收缩的姿态切换，实现对飞镖气动阻力的精准、高效调节。

- 矢量阻力机构

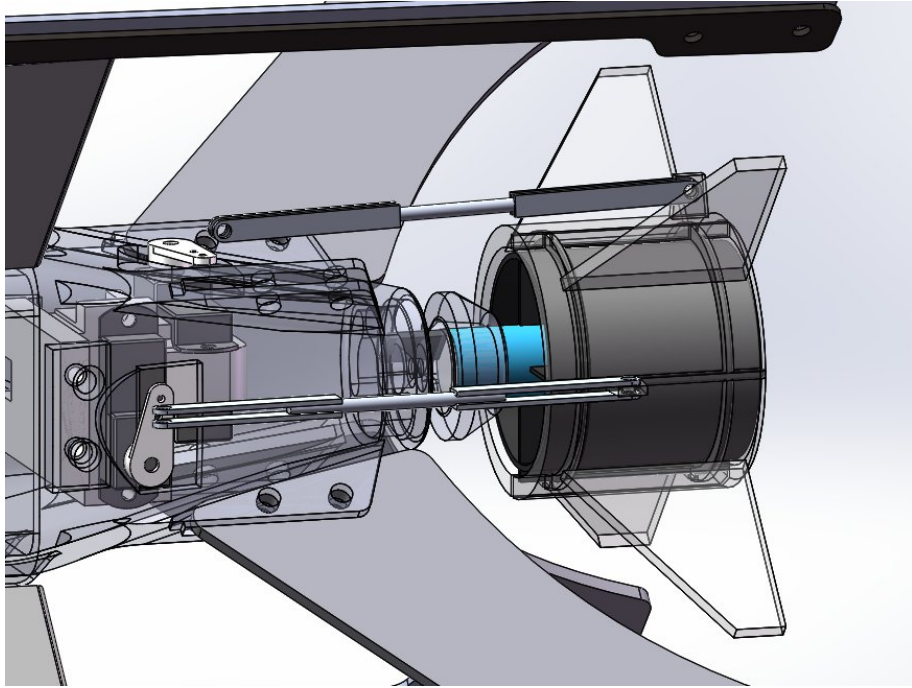


图1-60 矢量阻力调节机构

该机构的目的是实现涵道电机指向的三维空间调节，因此设计了一个打印件球铰和两个舵机拉杆作动器，球铰作为后部翼盒的一部分可以被一体打印制造，避免了复杂的球形铰链。提高了可靠性。涵道电机外部的带小翼打印件即作为作为机构的一部分参与运动，也作为提供升力和稳定性的来源，可以在有限空间实现最大约15°的活动空间。为了避免机体自身对于反向推力的消减，尾部采用了收窄的旋成体设计，意图尽可能减少接缝和线路的影响。

2.2 硬件设计

2.2.1 整机硬件方案

根据2026赛季飞镖新规，结合上赛季飞镖硬件设计方案综合考虑。决定针对部分要求，进行硬件重设计。

鉴于上赛季飞控与分电板高度集成，导致局部接口损坏即需更换整体电路，本赛季我们采用了全模块化设计。通过将核心处理单元（算法及传感器数据处理）与执行机构接口解耦，有效隔离了易损的外围接口。此举不仅降低了核心电路受损的风险，还显著提升了系统的维修效率与可维护性。

以下为硬件具体更换说明：

1.飞控更换：考虑到未来飞行器需要进行复杂移动靶打击，需要提升飞控处理速度与精度。将原有主控STM32G431更换为STM32H743，IMU088从外置更换为板载，并额外增加一路IMU传感器，实现冗余，提高准确度的同时，降低了打击后接口脱落的问题。此外，新款飞控占用体积更小，能够留出更大空间为走线与机械结构提供空余位置。

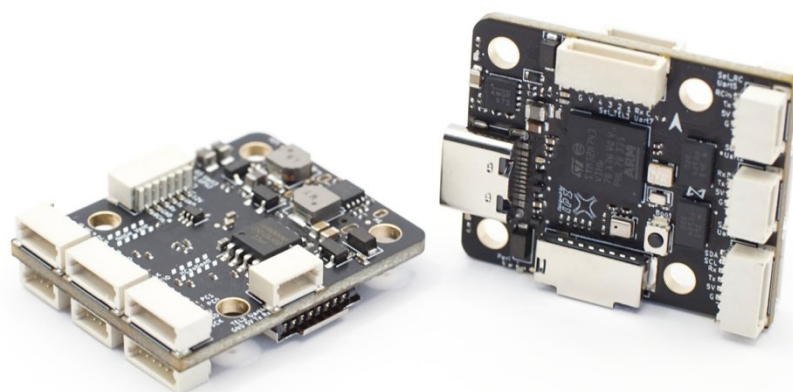


图2-1 成品飞控模块

2.分电板重设计：为适配全模块化硬件架构，本赛季研发了具备信号中转与功率输出功能的通用型分电板。接口兼容性方面，针对多样化机型设计了“一板多用”的通用方案，支持4至8路PWM信号输出，并集成电调供电焊盘与8组GH1.25防松插座。采用SH1.0接口对接飞控指令端，以极简体积适配新型镖体结构。电源管理方面，支持2S电池输入，采用分路供电策略：一路直通飞控系统，另一路经5V稳压后供给舵机单元。此外，板载双路LED、有源蜂鸣器及免拆卸调试/充电模块，显著提升了外场运维与参数复现效率。

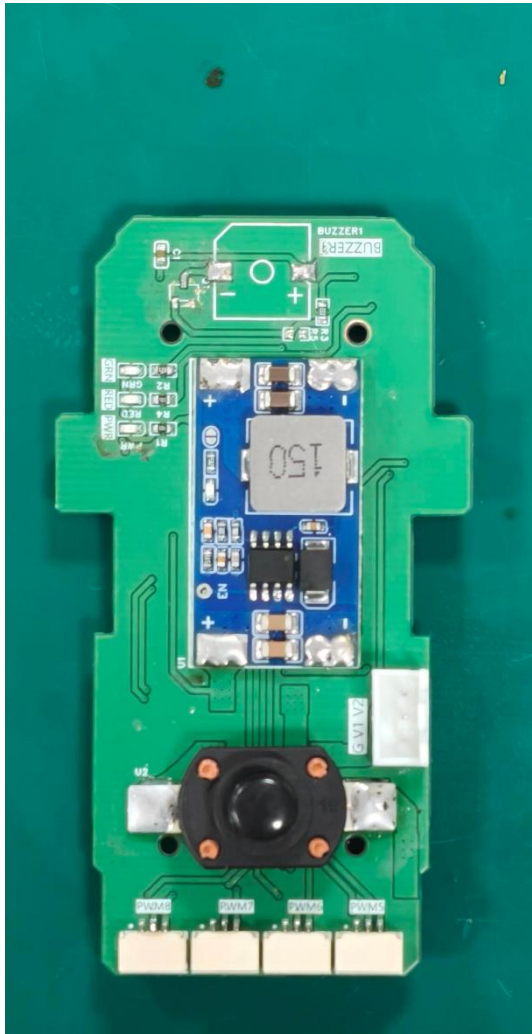


图2-2(a) PCB反面

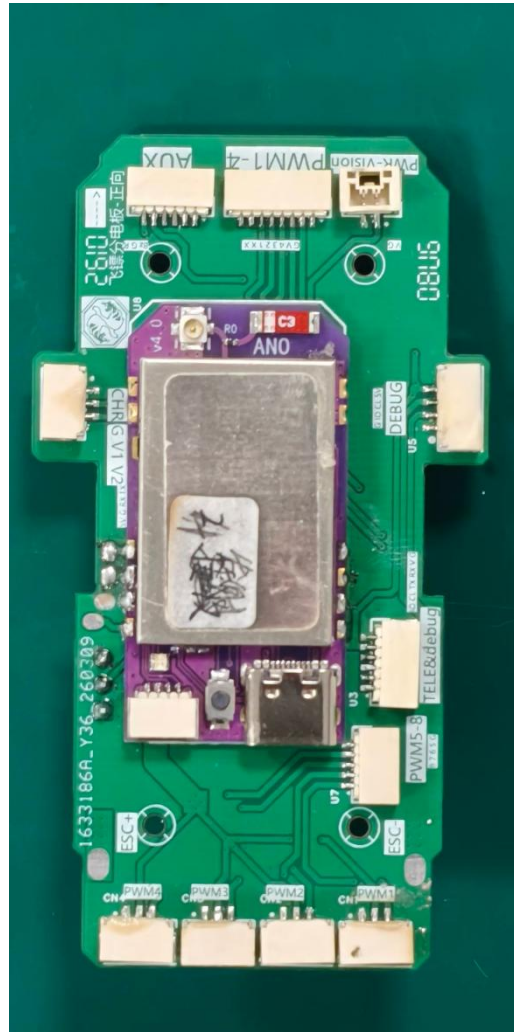


图2-2(b) PCB正面

3.舵机选型：选用PTK 7350mg 全金属齿轮舵机。该型号具备高扭矩重量比与极佳的动态响应速率，其全金属传动系统确保了在高载荷下的可靠性，完美契合本赛季大舵面控制布局对作动机构的高频、大扭矩输出需求。与一般塑料齿舵机相比，PTK 7350mg 全金属齿轮舵机能够在面对剧烈撞击等外力作用下保持良好性能，降低舵机减速箱扫齿概率，有效提高有控飞镖的可靠性。

PTK 7350 MG-D				
Control Signal	控制信号	PWM		
Working Frequency	工作频率	1520us/333Hz		
Operating Voltage	电压范围	DC 4.8v-7.4V		
Test voltage	测试电压	4.8V	6.0V	7.4V
Stall Torque	堵转扭力	1 Kg.cm	1.5 Kg.cm	1.8 Kg.cm
No-load speed	空载速度	0.09 sec/60°	0.08 sec/60°	0.07sec/60°
Running current	运行电流	110 mA	130 mA	150 mA
Dead band	死区	2μp		
Servo lead length	舵机线长	185 mm		
Type of motor	电机类型	coreless motor 空心杯电机		
Gear material	齿轮材质	Metal gear 金属齿轮		
Potentiometer type	电位器	CHERKFAN 卓凡		
PCB type	PCB类型	Digital 数字		
Appearance dimension	外观尺寸	19.6 x 8.3 x 19.85mm		
Weight	重量	5.5 g		

PTK7350mg舵机数据

4.电池选型：选用格氏450mAh 2S 锂聚合物电池。该电池具备 75C 的高倍率放电性能，能够为系统提供充足的瞬时功率支撑，确保执行机构在极端工况下的动态响应。同时，其紧凑的物理尺寸极大地优化了镖体内部的载荷空间布局。



图2-3(a) 电池实物图



图2-3(b) 电池实物图

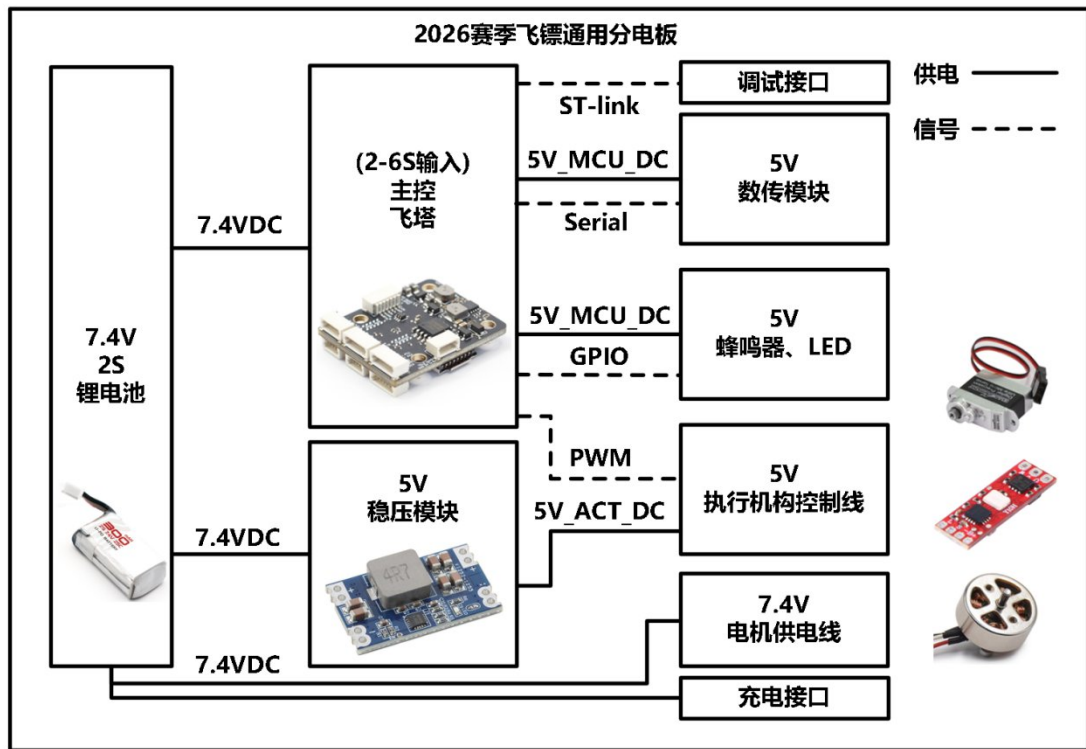


图2-4 2026赛季飞镖通用分电板功能示意图

2026赛季飞镖通用分电板，旨在实现电源分配、信号中转与模块化管理的一体化功能。

系统主电源由一块7.4V 2S锂电池提供，该电池通过三路独立输出分别为主控飞塔、稳压模块及充电接口供电，确保各子系统电压稳定且互不干扰。

主控飞塔支持2-6S宽电压输入，内置ST-link调试接口与Serial通信端口，可便捷连接上位机或数传模块进行程序烧录与数据交互；其5V_MCU_DC输出为数传模块、蜂鸣器、LED等外设提供稳定工作电压，同时通过GPIO与PWM通道精准控制执行机构动作。

稳压模块负责将部分7.4V输入转换为5V_ACT_DC，专供执行机构控制线使用，保障舵机等大电流负载在动态工况下的响应一致性。

电机供电线直接取自电池7.4V原始电压，满足无刷电机高功率需求；充电接口则支持外部电源接入，实现快速补能。

在区域赛的备赛与适应性训练时，我们发现使用成品模块带来的诸多问题：

- 1.成品模块较为臃肿，整个航电系统体积与重量拖垮了整机的机动性。
- 2.成品飞控与分电板连接接口过多，导致虚接、虚焊与供电问题出现次数指数性增加。

3.选型过于保守，成品模块不满足具体需求。

基于此，在国赛备赛前，我们对航电进行了硬件设备改造。

我们希望将供电电路与飞控集成在一块电路板上，只与openmv叠加，参考2025年形状，使其集成密度更高，硬件维修率更低。

由于组内硬件开发起步较晚，我们优先设计了一款开发板交给电控使用，通过电控在调试期间的反馈修改部分电路（由于引出引脚过多，这甚至是6层板）。

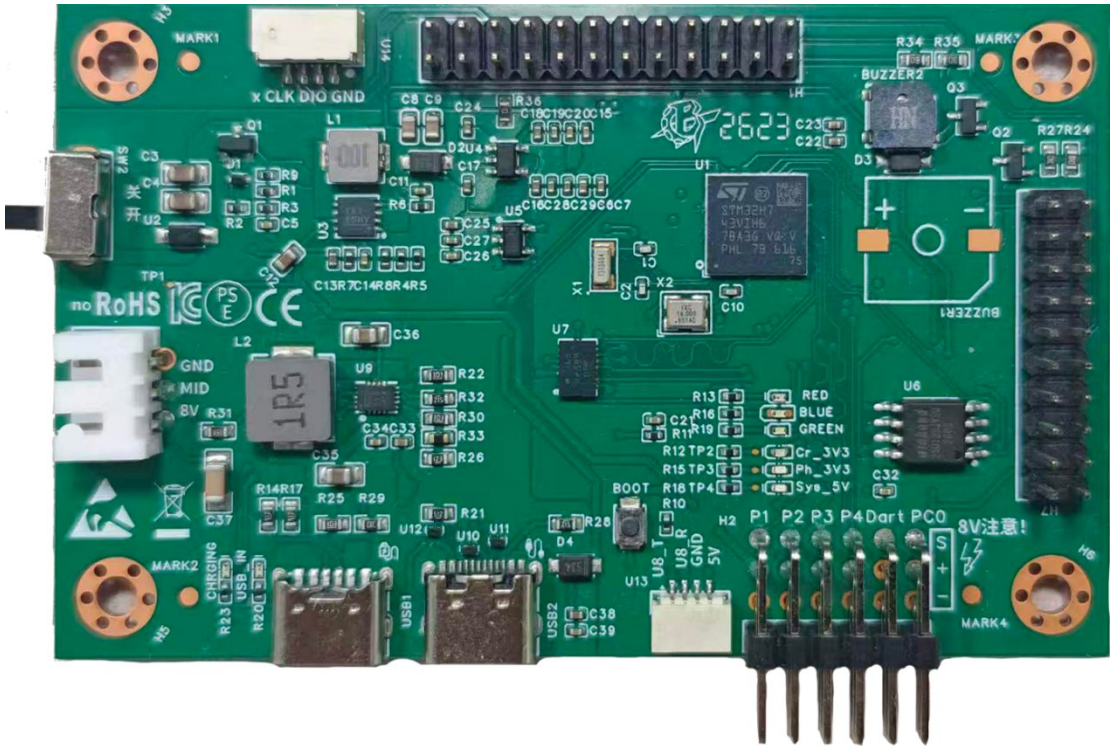


图2-5 2026赛季制导飞镖开发板

考虑到舵机支持2s直出供电，我们直接将舵机供电连接在电池正极。能够带来更快更强的控制效果。但在使用中发现，动力电池在大电流输出时的压降较大，如果没有合理的稳压电路，会导致舵机控制效果随电池电量的改变而改变，调好的参数只能在某一部分电量下有较好的控制效果。我们建议在舵机供电电路上增加稳压模块来解决该问题。

另外，队员反馈电池充电是个大问题，每次都要使用平衡充来充电。虽说安全（未必），但也带来了不便。在电路上，增加了USB充电与电池充放电管理芯片：具备最大16W的充电功率，过充过温保护功能。

2.2.2 硬件电路设计

1. 硬件详细设计（自研）

在往季的实战经验中，飞控与功率分配电路的高度集成虽然压缩了体积，但却带来了极高的维护成本：一旦外围执行机构接口因撞击受损，往往导致整块主板报废。此外，以往散乱的机内布线在高速飞行与撞击瞬间极易发生松脱或短路。

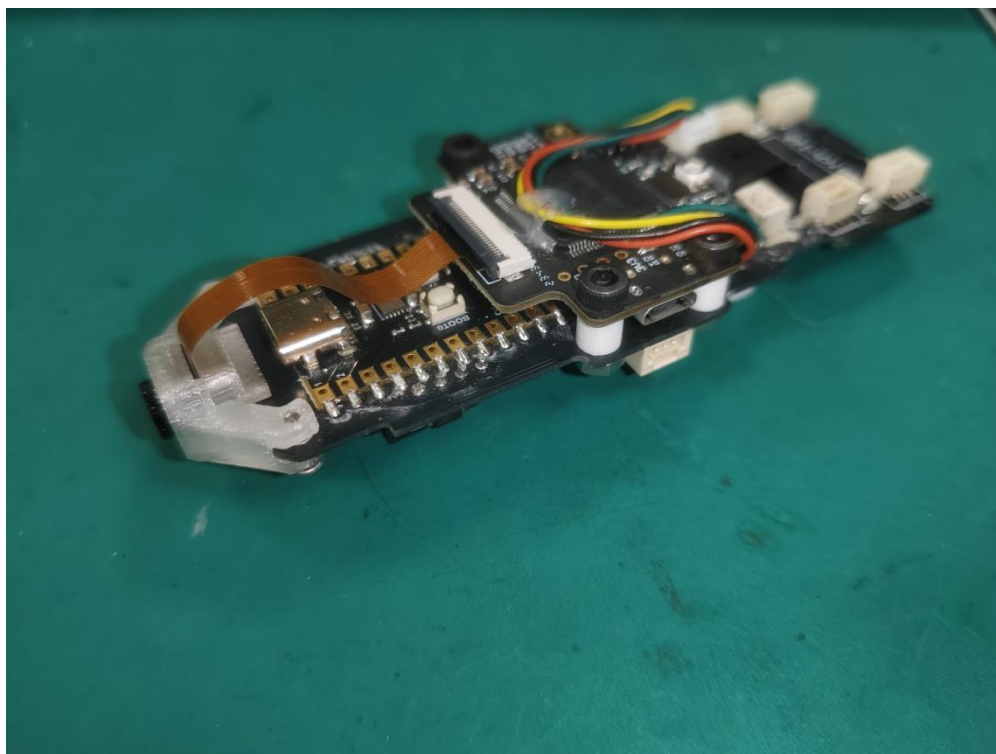


图2-6 2025赛季制导飞镖主控模块

基于此，本赛季确立了全模块化的设计准则。通过研发这款集成了供电分配、信号转接与逻辑控制的通用化分电板，我们将昂贵的控制核心与易损的外围接口进行物理与电气双重解耦，旨在实现“一板多用”的标准化目标，同时大幅提升赛场整備效率。

设计之初，我们针对飞镖的特殊运行环境确立了以下核心需求：

- 1.高度集成化：将复杂的电源路径与多路控制信号整合至单一PCB，消除冗余连接线，优化内部电磁环境。
- 2.电气稳压与隔离：针对2S动力电池供电环境，需兼顾高动态下的电压稳定性，并确保执行机构与逻辑单元的供电互不干扰。
- 3.结构适配性：电路板几何尺寸需严丝合缝地嵌入狭小的镖体舱室，并具备一定的机械强度以抵抗撞击瞬时的应力。

设计基于7.4V 2S锂电池输入，通过板载稳压模块将部分电压转换为5V，分别供给主控飞塔、数传模块、蜂鸣器、LED指示灯及执行机构控制回路；电机供电路径保留原始7.4V直输，确保动力单元功率需求。

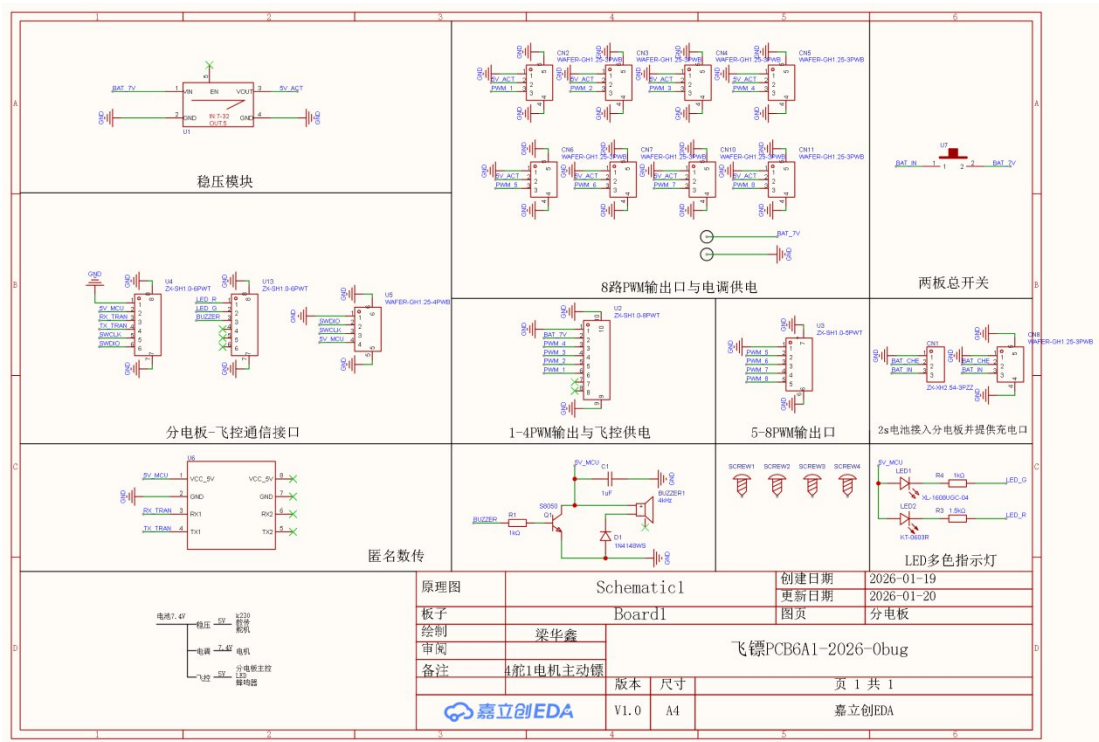


图2-7 2026赛季制导飞镖主控板原理图

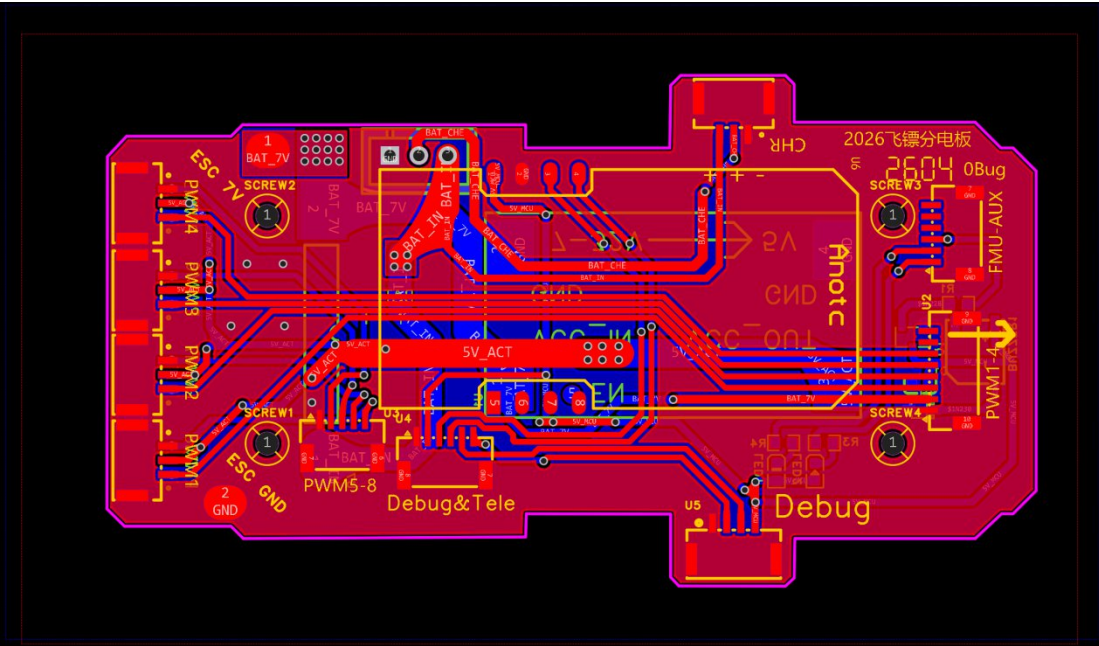


图2-8 2026赛季制导飞镖设计图

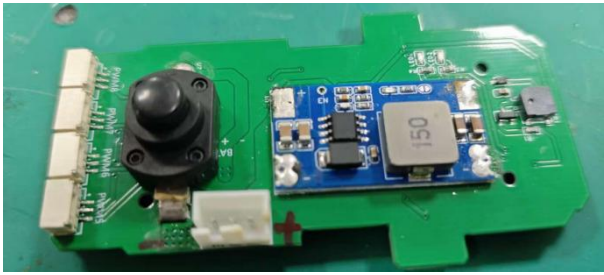


图2-9(a) 2026赛季制导飞镖主控芯片实物图

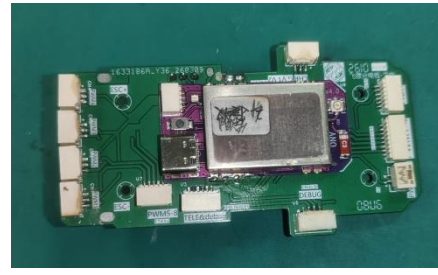


图2-9(b) 2026赛季制导飞镖主控
芯片实物图

在硬件互连体系中，分电板作为信号中转与能量分配的核心，其接口布局严格遵循了飞控的引脚定义，旨在建立一套高效且紧凑的控制链路。分电板侧主要通过多组SH1.0微型连接器承接来自飞控的各类信号，这种高密度的接口选型不仅适配了飞塔的紧凑结构，也为镖体内部的有限走线空间提供了便利。在关键的控制链路上，分电板利用两组专用的SH1.0端口接收来自飞控的8路PWM指令信号，并将其分发至具有机械防松性能的GH1.25执行机构接口；在通信链路上，分电板设计两组SH1.0接口接收飞控的AUX接口（声光提示IO电路）与飞控的DEBUG接口（调试与数传发送电路）。

在此过程中，分电板不仅完成了信号的中转，还通过集成的VBAT反馈线路将2S电池电压直接输送至飞控供电端，从而省去了冗余的电源接线，确保了动力系统与逻辑系统的供电一致性。

针对开发调试与实时通信的需求，分电板在接口设计上充分考虑了易用性，将飞控核心的SWD调试总线与UART串口资源进行了物理引出。通过分电板板载的外部端口，开发人员可以无需拆卸镖体便直接接入ST-link进行固件烧录，或通过标准TTL电平的RX/TX引脚对接数传模块，实现与地面站的实时数据交互。此外，分电板增加了系统状态感知，其内部驱动电路与飞控的GPIO引脚相连，利用S8050三极管控制有源蜂鸣器，并结合LED指示灯，将复杂的逻辑运行状态转化为直观的声光反馈。配合板载的动力总开关，整套接口设计在保证信号完整性的前提下，实现了从电源分配、程序调试到末端执行的标准化集成，显著提升了系统在复杂工况下的工作可靠性。

以上所有SH1.0接口受飞镖走线影响，需要将接口内移，为走线流出空间。此外，由于接口较多，在每个接口旁标注了接口名称与各引脚含义，防止因接线问题导致飞控自身短路情况发生。

原理图绘制于嘉立创EDA平台，使用标准2层FR-4基板工艺制作。电路板形状与布局受飞镖本体空间影响，部分区域兼顾应力释放等功能。

该板已完成基础功能测试：

实验发现，在作动时，5V电路纹波控制在合理范围内，未触发断电重启等情况。高过载震动测试下，各接线端子连接稳固，通信误码率符合预定指标。总开关的加入与调试模块的集成，使得单次充电及参数调整的时间成本缩短。

进入国赛后，我们基于分区赛暴露的问题，做出了开发板作为测试，经测试通过后，我们加紧开发了能够装进飞镖的飞控板。

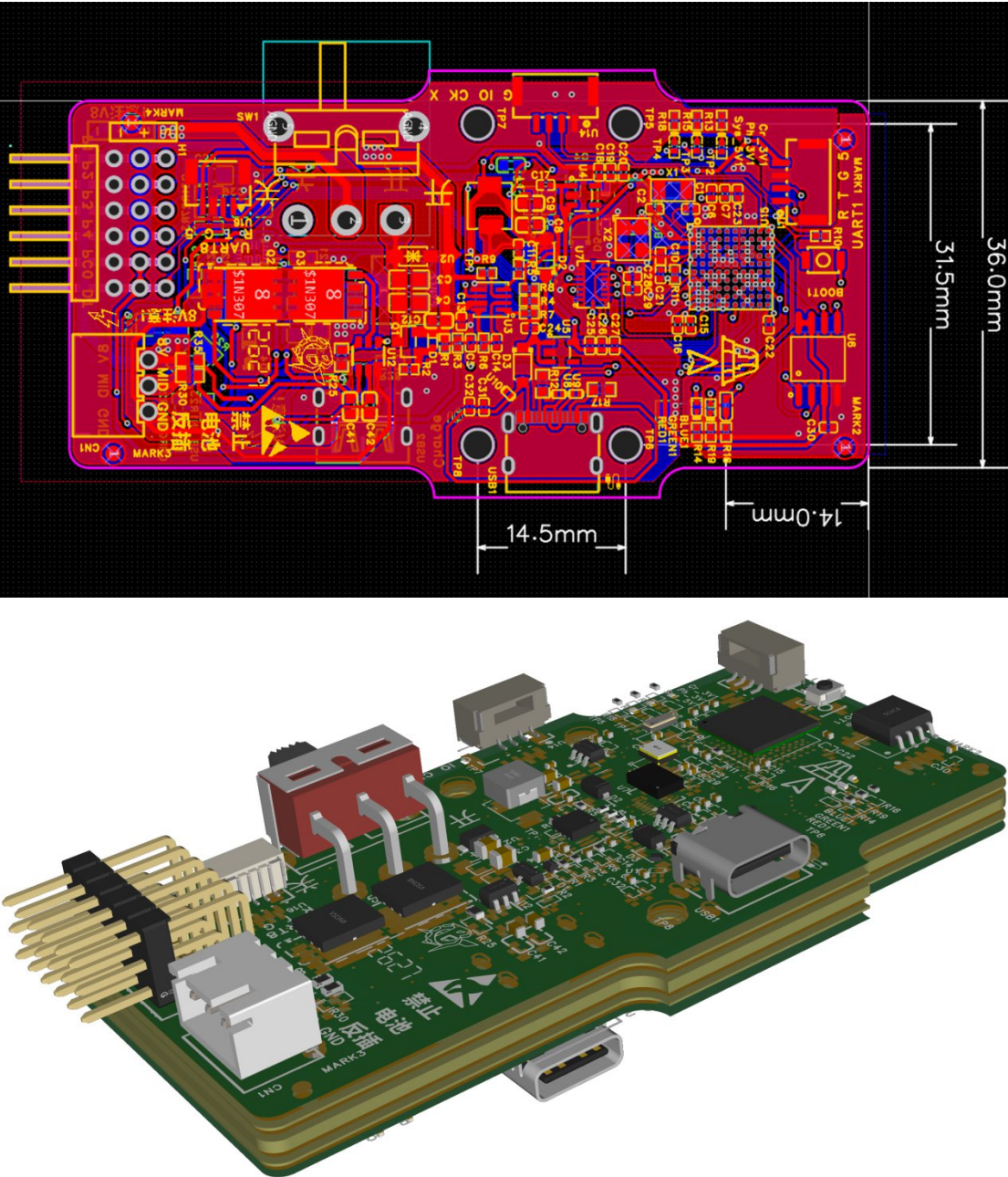


图2-10 2026赛季国赛飞控板

在开发板的基础上，我们首先将其降为4层板降低成本。增加了过流过放检测电路，防止舵机等设备短路烧毁飞控板；更换了滑动开关，便于队员在镖体外手动开关；将IMU置于整个镖体的质心，降低测量误差，同时降低电控对IMU的误差补偿；烧录与充电IO口置于两侧，适配镖体；电路板中间增加挂耳，与镖体设计配合，降低震动带来的干扰。

在整个国赛测试中，除了部分电路板存在锁flash的情况外，电路其余部分没有暴露出问题，但我相信，在Layout与设备选型方面，我们还有很大的进步空间。

2. 关键器件选型

蜂鸣器：为实现系统状态的直观反馈，板载有源蜂鸣器驱动电路采用经典的NPN型三极管S8050作为开关控制核心。考虑到蜂鸣器内部线圈在断电瞬间产生的感应电动势可能对驱动管造成高压击穿风险，电路并联了一颗 1N4148WS 高速开关二极管 作为续流回路。

外围接口：针对飞镖在高速撞击场景下的高过载环境，部分关键接口选用了带机械锁止机构的GH1.25连接器。其特有的防松脱卡口设计能有效抵抗机械振动与冲击应力，杜绝因端子脱落导致的飞行失控风险。其余逻辑信号接口则采用SH1.0微型连接器，以适配紧凑型飞塔布局。这种选型在显著压缩板载接口物理体积的同时，为狭窄舱体内的布线管理预留了充足空间，降低了线缆干涉风险。

降压模块：相比于集成度较低的分立元件方案，采用成熟的电源模块能提供更优的转换效率与热管理表现。通过直接焊接而非排针连接的方式，进一步降低了接触电阻，并增强了模块在极端物理冲击下的连接可靠性。该模块输出的 5V 电源专为舵机及外围传感器提供稳定的功率支撑，确保逻辑电路与执行机构的供电冗余。在飞控板内，降压模块采用了 MP9943 DC-DC降压，主要向主控外围电路与openmv模块供电，最大3A的电流能够撑得住大部分视觉模块。再使用RT9013 LDO降至3.3V，为MCU供电，纹波小，保护功能多，是不少开源飞控的选择。

2.3 软件设计

2.3.1 系统架构

有控飞镖系统架构

1. 感知与交互层：包含各类传感器（IMU、激光雷达、电压检测）、视觉模块

(NUC+OpenMV) 及遥控 / 数传设备，主要负责采集飞镖飞行环境、自身姿态、目标图像等数据，以及接收用户下发的控制指令，通过 I2C/ADC/USART 等标准化接口，将各类数据与指令稳定向上传输至核心主控层。

2. 核心主控层：由数据汇聚与任务调度两大模块组成。数据汇聚通过全局结构体统一收纳、管理各层输入的数据，确保数据有序可调用；任务调度基于定时中断生成固定时间片，主循环通过轮询标志位的方式调度各类任务，有效保障系统运行的实时性与可靠性。

3. 基础任务层：包括主任务（姿态解算、状态机管理）、通信任务、处理任务（视觉数据解析）、实现任务（PWM 信号控制）及杂项辅助任务，作为系统的基础功能执行单元，承接核心主控层的调度指令，完成各类数据的初步处理与基础功能执行。

4. 核心算法层：集成飞行控制、多源数据融合、舵机混控、飞行轨迹解算等核心算法，将基础任务层处理后的各类数据，转化为精准的执行控制量，同时经过限幅、滤波等处理，确保控制量安全、平稳后输出至执行层。

5. 执行层：提供八路标准 PWM 控制信号，可稳定驱动数字舵机、涵道电机等各类执行器，适配四舵翼、六舵翼等多种飞镖构型，将核心算法层输出的控制指令，转化为飞镖的实际飞行动作。

表1 有控飞镖系统分层

层级	核心模块	关键功能与交互
感知与交互层	传感器硬件	BMI088、AS5600、激光雷达、电压检测
	上层运算平台	NUC + OpenMV，目标识别与定位，
	用户交互	遥控器 / 数传，通过 USART 接收指令
核心主控层	数据汇聚层	robot_data 结构体，统一管理各层数据
	任务调度器	200Hz/100Hz 时间片轮询，调度各层任务
基础任务层	实现任务	PWM 输出、电机控制，直接驱动执行器
	通信任务	向上位机发送调试数据，接收控制指令
	处理任务	解析视觉串口数据，为控制决策提供输入
	主任务	姿态解算、状态机管理、控制算法
	飞行控制算法	接收目标角度，输出控制量

点击图片可查看完整电子表格

2.3.2 飞镖发射架系统架构

- 1. 硬件感知与通信层：集成CAN电机、开关、光电门等传感器，通过CAN/IO采集物理信息；含遥控器、裁判系统、串口屏、OpenMV等交互模块，经USART实现指令接收与数据回传；将数据汇总到数据库中以供任务层使用。
- 2. 数据汇聚与管理层：通过Robot全局结构体统一管理输入数据，以9个子结构体封装输出控制、机械参数、实时数据等；提供清零函数初始化数据，为上层提供标准化接口。
- 3. 基础初始化与任务层：包含各模块初始化函数，完成硬件校准与状态复位；核心任务P_Dart_row_updata以2000Hz周期运行，负责基础数据处理与指令传递。
- 4. 核心控制与算法层：集成状态机、运动控制、比赛策略、参数补偿等逻辑，实现半自动/调试/赛场模式切换；将原始数据转化为精确控制量，经闭环控制及误差补偿后输出。
- 5. 执行输出层：提供CAN、PWM、GPIO，驱动装弹/发射电机、舵机及声光外设的接口，直接执行物理动作，这样分层有助于实现不同芯片不同机械之间框架的互通。

表2 飞镖发射架系统分层

	层级名称	核心组成	核心功能	
1	硬件感知与通信层	CAN 电机、拉力传感器、微动开关、光电门；遥控器、裁判系统、串口屏、左右 OpenMV	1.采集电机位置 / 速度、拉力值、机构位置等物理信息2.完成视觉识别、指令接收、数据回传	统)
2	数据汇聚与管理层	Robot 全局总控结构体（含 9个子结构体）、专用清零函数	1.统一管理所有输入数据，全维度数据封装2.初始化清零数组 / 变量，提供标准化数据来源	接)
3	基础初始化与任务层	系统总初始化、发射 / 装弹 / 调试等模块初始化函数；P_Dart_row_updata 任务	1.硬件校准、参数配置、状态复位2. 2000Hz 固定周期执行，处理基础数据、传递控制指令	接初
4	核心控制与算法层	状态机、机构运动控制、比赛策略、参数标定补偿、自动装弹 / 发射逻辑	1.切换半自动 / 调试 / 赛场模式2.转化原始数据为精准控制量，完成控制量精细化处理	接机

点击图片可查看完整电子表格

2.3.2.1运行流程

有控飞镖

- 1. 总体运行流程

传感器和上位机（如OpenMV、遥控器）的数据通过I2C、USART等接口存入主控的robot_data

结构体。任务调度器以200Hz/100Hz的频率轮询，驱动四个基础任务：PWM输出、通信、视觉数据处理、主任务（姿态解算+状态机）。主任务算出目标角度后交给飞行控制算法，算法结合当前姿态计算控制量，经限幅和格式转换后生成8路PWM信号驱动舵机，传感器实时反馈构成闭环。

2. 数据流向

输入：传感器通过I2C/ADC、上位机通过USART将数据汇总到robot_data。

内部：调度器将数据分发给各任务，主任务输出的目标角度传给控制算法，算法计算得到的控制量再传给舵机限幅模块。

输出：限幅模块输出PWM驱动执行器，同时通信任务向上位机发送调试数据。

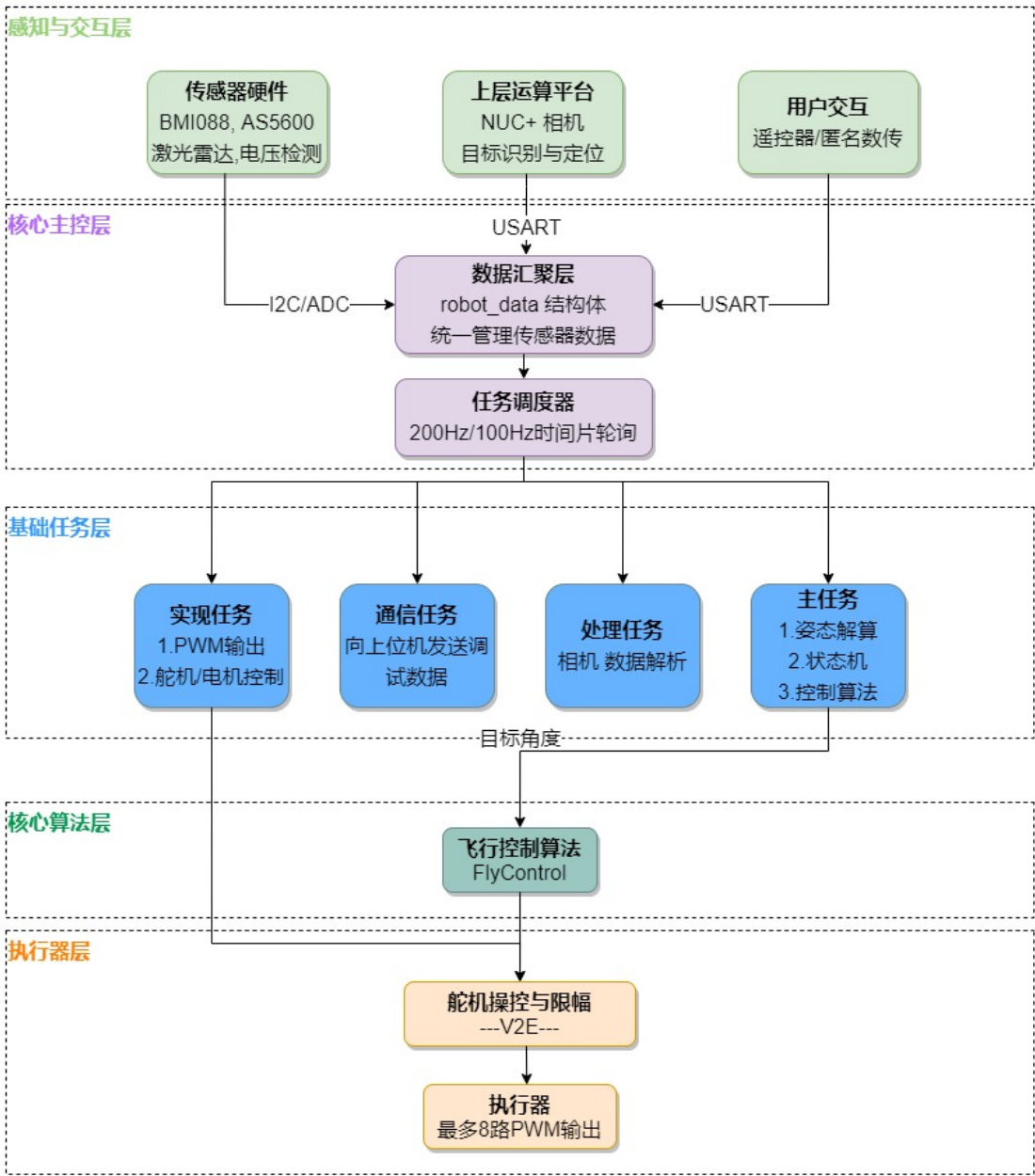


图3-1 有控飞镖运行流程图

飞镖发射架系统

1. 总体运行流程

传感器（机构位置、电机状态）和视觉模块通过 CAN、USART 等接口将数据存入 Robot 全局结构体。核心任务循环以 2000Hz 频率轮询，解析数据并执行异常检测与资源监控。核心逻辑控制模块根据运行模式（如手动/自动）通过状态机切换控制逻辑，生成舵机角度和电机 CAN 指令，经驱动输出控制发射架装弹、瞄准、发射。硬件适配模块实时采集执行结果反馈，形成闭环。

2. 数据流向

输入：硬件传感器（CAN/IO）和视觉/遥控指令（USART）统一存入 Robot 结构体，完成数据汇聚。

内部：数据经初始化与标准化后，由核心任务循环解析并分发：控制指令传给核心逻辑控制模块，任务状态传给监控模块。逻辑控制模块根据模式生成逻辑信号，再由精准控制量生成模块计算舵机角度与电机指令。

输出：控制指令转换为 CAN/PWM 信号驱动执行器，同时硬件反馈（位置、状态）送回核心逻辑和监控模块，用于闭环调整和异常处理。

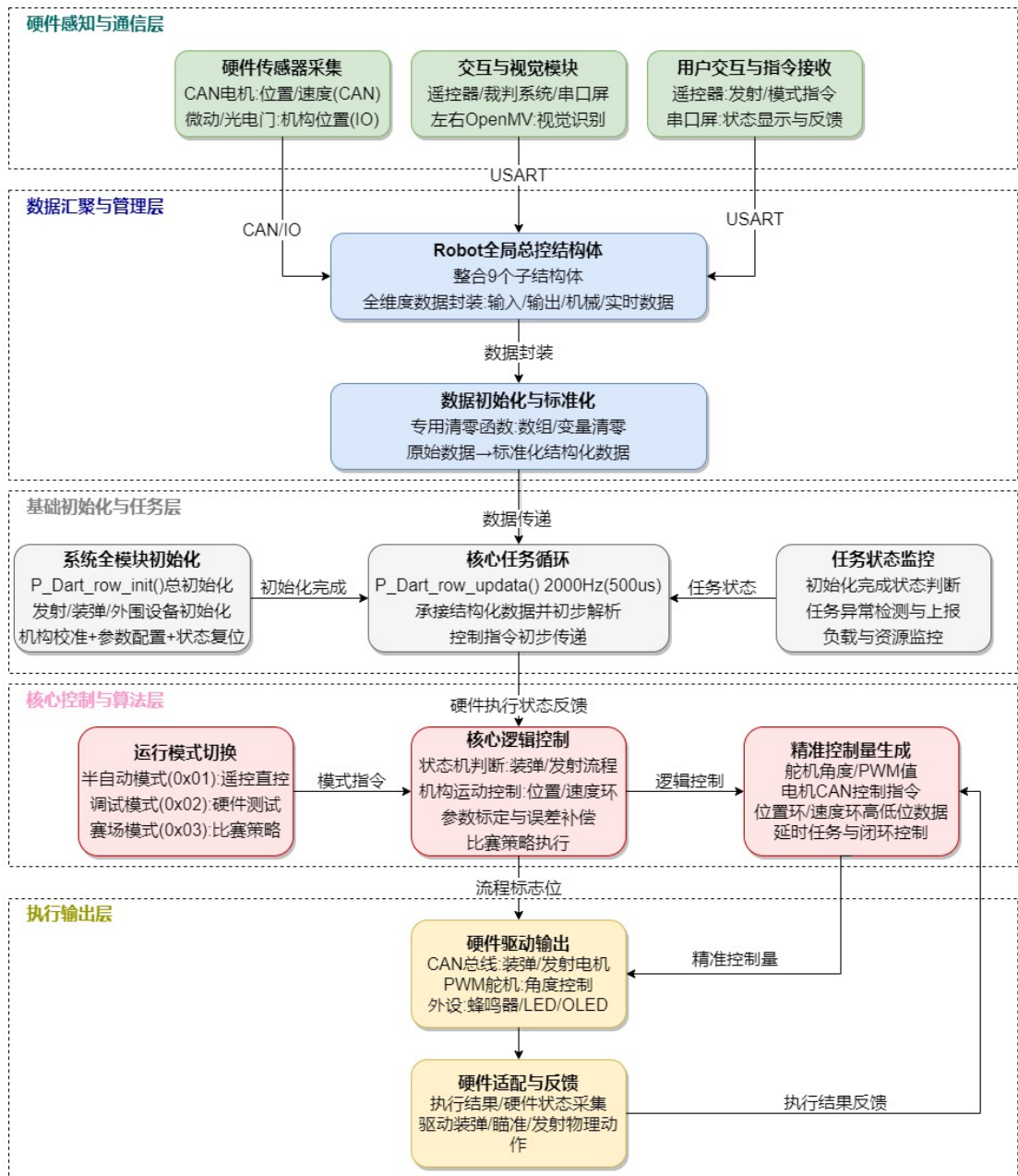


图3-2 飞镖发射架系统运行流程图

2.3.2.2重点功能

飞镖系统整体功能

1. 重点功能

有控飞镖融合IMU、磁编码器及视觉模块数据，感知飞镖姿态与识别目标位置；通过状态机自动管理发射、飞行、寻的阶段，结合PID与比例引导算法生成PWM信号，控制舵机与无刷电机实现

装甲板精准击打；同时具备调试数据上报、硬件自检及参数灵活适配功能。

飞镖发射架使用与镖体同源的框架，通过状态机控制整体流程并与串口屏实现数据同步。通过不断调整PID参数，控制滑块的运行，以保证装弹兼具稳定性与速度。

串口屏中存有包括发射能量和Yaw轴方向等数据，以及可以通过串口屏上的按键实现对镖架的控制包括控制飞镖每轮发射数，预设基地位置以及调整发射目标等功能。该模块极大提高了飞镖镖架的可操作性。

飞镖发射架相较于2025赛季加入并完善了前哨站和基地目标的切换功能，现飞镖架可实现对25m基地和16m前哨站目标的切换、对准与发射功能。同时完善和更新了如下功能：

1. 能量环控制电机：

扳机位置控制方面，采用双环PID，以能量作为第一环的输入，然后将第一环的输出除以拉伸长度后，作为第二环的输入，第二环的输出为电流值。优点：不考虑空气阻力的情况下，能量与射程呈线性，所以相比于以拉伸长度为输入，以能量作为输入时，有利于调整参数；相比于直接输入能量，这样做在不同位置需要的PID参数相同，控制更稳定；相比于对能量进行开方计算，这样做的数据更精准，数据更稳定。

2. 任务注册模块

该模块用于任务的注册与条件触发式执行。使用时，需配置待执行的目标函数、任务各项参数及触发条件；模块会在循环检测机制中持续判定触发条件是否满足，一旦条件达成，便自动调用并执行已注册的任务。此模块可适配多类业务逻辑场景，例如在蓄力完成时，触发任务阶段切换，将任务流程推进至第二阶段。

3. 变量注册模块

该模块负责变量地址的注册管理，能够实时读取注册变量的数值并转换为二进制格式，随后通过串口将二进制数据传输至另一芯片；接收端芯片会对该二进制数据进行解析，还原出原始变量信息。该模块主要应用于同一设备内不同芯片间的数据交互场景，可实现多芯片间变量数据的实时、可靠互通。

4. 实现代码解耦分层

代码通过分层，大致分为任务层、通信层、输出层。任务层：包括代码运行的所有逻辑，并根据系统层级再次分为三层：控制外设、控制部分机械结构的外设、控制整体。这样方便对各个模块

进行独立控制以及对BUG进行快速的溯源。通信层：仅实现对I2C、USART，CAN等接口的封装，输出层则是对相应的执行器进行控制，在更换芯片或机器时，只需要更换相应的输出层并修改对应通信层接口即可，不会影响任务层逻辑，便于代码的移植。

2. 重点解决问题

解决飞镖击打装甲板时定位不准、轨迹难控的问题。

解决赛场上只能击打基地装甲板单一目标问题。

解决赛场无法快速调整参数的问题。

2.3.2.3软件测试

飞镖发射架部分发射、自瞄与目标切换测试：

实测结果表明，飞镖发射架系统已实现高稳定性多发连射能力：在连续多轮发射测试中，装弹状态机与发射流程可稳定协同工作，无卡弹、漏发或机构卡顿现象，能以稳定节奏完成多枚飞镖的连续装填与发射，火力持续性与机构可靠性均达到赛场实战要求。

在此基础上，系统进一步实现了基地装甲板实时跟踪自瞄功能：依托OpenMV 视觉识别模块，可实时解算基地装甲板的相对位置，通过 Yaw轴电机位置环闭环控制，实现对移动目标的动态锁定与稳定瞄准，即使在目标小幅晃动或赛场环境干扰下，仍能保持较高的瞄准精度，为连续命中提供了可靠保障。

同时，基地与前哨站目标切换功能已深度集成至串口屏与遥控器操作界面：操作手可通过遥控器快捷键或串口屏触控操作，在赛场中快速切换打击目标，系统会自动加载对应距离的弹道参数与瞄准补偿模型，无需重启或手动重新标定，即可完成从基地到前哨站的目标切换与打击准备，极大提升了战术灵活性与战场响应速度，能够适配复杂多变的赛场态势。

飞镖发射架演示如下：

基地与前哨站切换演示：见附件视频1

发射功能演示：见附件视频2

有控飞镖测试

有控飞镖发射后，从姿态跟踪曲线来看，紫色线代表飞镖 Pitch 轴角度，黄色线为 Roll 轴角度，

青色线为 Yaw 轴角度。三条曲线均能紧密跟随预先规划的预设姿态路径，仅在发射初始阶段，因飞镖需要完成低头出膛的机构动作，Pitch 轴出现了短暂的较大幅度波动，这一现象与物理发射流程高度吻合，属于预期内的姿态调整过程。

在完成初始出膛阶段后，Pitch 轴姿态迅速收敛并回归到预设轨迹，随后三个轴的姿态跟踪误差均维持在较小范围：Roll 轴与 Yaw 轴全程保持平稳跟随，几乎无明显超调或振荡，体现出良好的姿态稳定性与控制精度；Pitch 轴在克服初始扰动后，也能稳定贴合预设路径，为后续制导阶段提供了可靠的姿态基础。

在飞行末段，系统平滑切换至视觉引导模式，姿态控制逻辑从“跟踪预设路径”过渡为“跟踪视觉目标”，三条姿态曲线均实现了无冲击的模式切换，未出现姿态跳变或失稳现象，持续保持对目标的稳定对准。

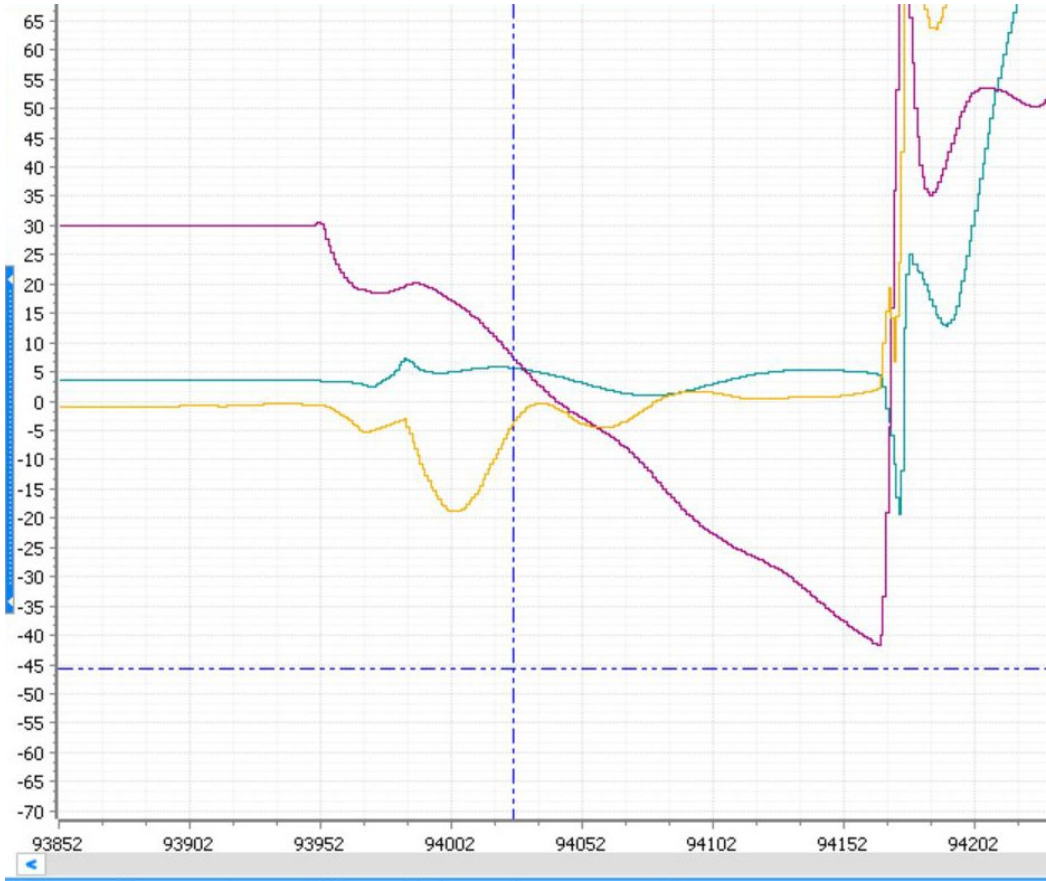


图3-3 有控镖飞行过程中的三轴角度输出

2.4 算法设计

本赛季飞镖系统的算法设计主要分为视觉算法设计和有控飞镖控制算法设计两部分，其中视觉算法包括了部署在飞镖发射架的视觉算法和部署在有控飞镖上的视觉算法。其中，飞镖发射架的视觉算法仍然基于OpenMV平台开发没有过多改动，在本文中不再赘述，而有控飞镖视觉算法部分新增了识别基地顶部装甲板并估计距离的功能，为有控飞镖控制算法提供了更完整的观测数据。有控飞镖控制算法作为本赛季有控飞镖研发的重点，首次采用了基于模型预测控制（MPC）的轨迹规划算法和无模型的双环串级PID姿态控制算法相结合的方式，避免了计算极为复杂的飞镖刚体运动学方程，降低有控飞镖控制算法的设计难度，控制算法同样部署在OpenMV4上，并与视觉算法同步运行。关于有控飞镖视觉算法和有控飞镖控制算法的具体细节将在下文中进行详细介绍。

2.4.1 有控飞镖视觉算法

有控飞镖视觉算法采用OpenMV4作为计算平台，其视觉算法主要分为视觉识别算法和状态估计器，其中视觉识别算法利用OV7725摄像头，对25米外的基地目标进行识别，而状态估计器则利用视觉识别数据，结合陀螺仪数据和发射时间数据，实现对有控飞镖飞行状态的完整估计，其实现方式将于下文中进行详细描述。

2.4.1.1 有控飞镖视觉识别算法

在分区赛结束后针对K230D视觉方案可靠性严重不足的情况，在国赛前将视觉方案重新换回了OpenMV4，使用OV7725摄像头，经过优化后，其在240*160分辨率下帧率可达180~190Hz，配合可变Roi和主动干扰过滤技术，其误识别概率大幅度降低，并且能够在发射后约300毫秒，距离20米左右时完成对基地引导灯的锁定。

同时，本赛季对有控飞镖视觉算法进行的最重要改进为新增了对距离基地引导灯最近的装甲板（即飞镖检测装甲板）的识别能力，并由此克服引导灯位置和飞镖检测装甲板位置不同的问题。飞镖视觉通过基础的色块识别算法对基地引导灯和基地飞镖检测装甲板进行识别。进一步，通过测量装甲板两侧灯条间距和两侧灯条距离飞镖引导灯的间距，可得到有控飞镖距离基地目标的距离估计。基于该基地目标距离估计，结合视觉识别算法得到的基地目标的相对角度信息和陀螺仪解算得到的倾角数据，最终能够解算得到有控飞镖与基地目标的三维相对位置关系。下图为飞镖在赛场飞行过程中观察到的真实基地目标，其中引导灯和飞镖检测装甲板清晰可见。

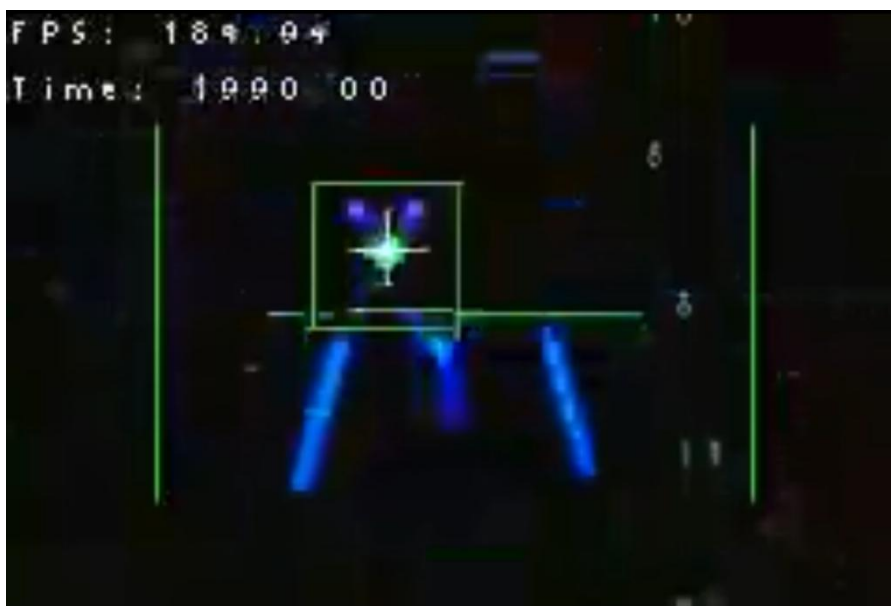


图4-1：有控飞镖视觉识别效果

2.4.1.2有控飞镖状态估计器

有控飞镖状态估计器是以上赛季研发的有控飞镖攻角估计器为基础进行开发。通过传感器数据，数值仿真，模型预测，时间估计等方式，对飞镖等状态进行估计，最终得到有控飞镖的攻角，目标距离，相对位置，飞行速度，航迹角度数据。其中，有控飞镖的攻角数据通过气动仿真得到的升阻比曲线进行拟合；目标距离通过视觉识别数据进行估计；相对位置通过目标距离，视觉识别的相对角度数据数据和陀螺仪数据进行计算；飞行速度数据通过加入固定阻力系数的质点模型和三维相对位置数据的变化量融合后进行拟合；航迹角度通过攻角数据和陀螺仪倾角数据进行估计。其数据流图为：

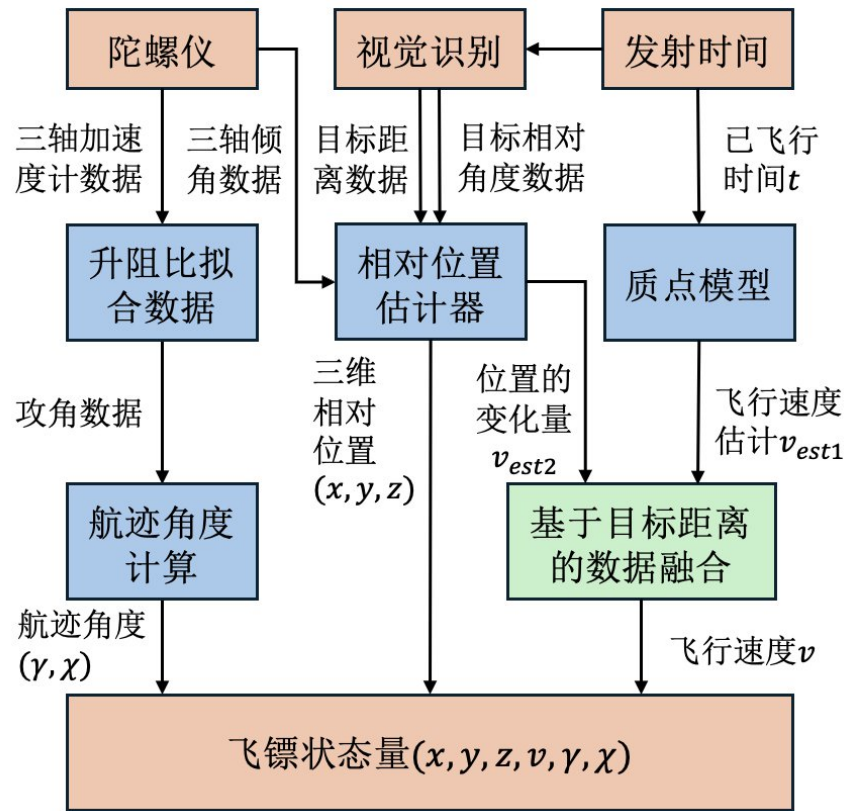


图4-2:有控飞镖状态估计器数据流程图

其中基于陀螺仪数据的攻角估计器使用CFD仿真得到的不同攻角和侧滑角下的升力或偏航力和阻力的比值，在飞镖的飞行包线内采集数据点，并使用多项式拟合的方式，将陀螺仪得到的有控飞镖飞行过程中的受力情况通过拟合得到的两个五次二元函数映射到飞行攻角和侧滑角。其侧滑角和攻角的拟合效果为：

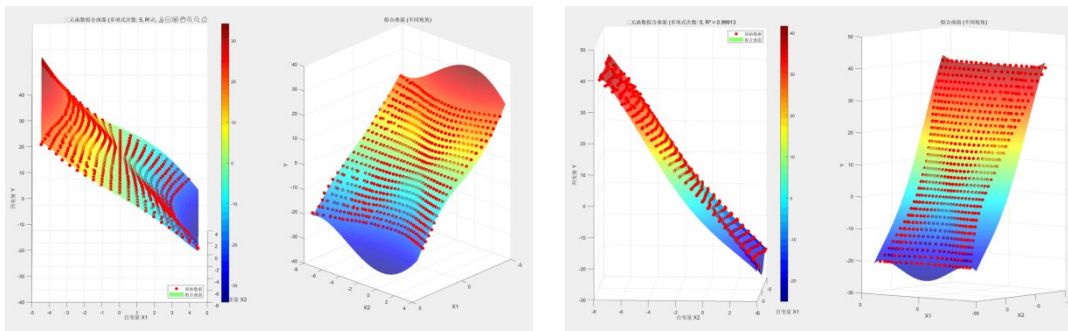


图4-3:攻角估计器的拟合效果

目标距离估计的计算公式为

$$D = \frac{fL}{W_{px}}$$

其中，像素焦距 f 的计算公式为 $f = \frac{R_h/2}{\tan(FOV/2)}$ ， R_h 为相机横向分辨率1920px， FOV 为相机视场角90度。因此， $f = \frac{1920/2}{\tan(45^\circ)} = \frac{960}{1} = 960px$ 。 L 为装甲板两侧灯条的实际距离（0.1米）， W_{px} 为装甲板

两侧灯条识别的像素差。该算法通过对装甲板两侧的灯条中心进行识别，计算得到有控飞镖与飞镖检测装甲板的距离，使用该方法得到的目标距离在有控飞镖距离基地较远时的估计精度较差（距离10米时像素差只有10px）。因此使用基于发射时间的权重调度，即利用质点模型拟合得到目标距离与时间的多项式关系，通过权重融合，使有控飞镖在距离较远时倾向于使用基于时间的距离估计，而距离较近时倾向于使用基于视觉的距离估计。在飞行速度的估计上也采取了类似的数据融合方式，即在距离较远时倾向于使用基于质点模型和发射时间的速度估计，而在距离较近时倾向于使用基于相对位置变化量的速度估计。

综上所述，有控飞镖的视觉算法最终实现了从传感器数据到有控飞镖状态量数据到转化，为后续制导算法时设计奠定了坚实的基础。

2.4.2有控飞镖控制算法

近年来，随着有控飞镖的机械和硬件部分发展趋于成熟，限制有控飞镖性能和场上最终效果的因素已经逐渐从硬件结构向软件算法转变。其中有控飞镖的控制算法直接决定了飞镖的控制效果和命中精度，而由于有控飞镖的固有特性，其控制算法的设计难度远高于其他兵种，成为有控飞镖在发展过程中亟待解决的重要技术问题。

有控飞镖控制算法的难点在于：首先，由于雷诺数极低，有控飞镖的气动模型具有强烈的非线性和不确定性，由于客观条件的限制，完整的有控飞镖气动模型难以通过获取CFD仿真或者风洞仿真的方式获取，使得所有高度依赖于精准动力学模型的控制算法都几乎无法在有控飞镖上得到应用，同理也无法在仿真环境中对各种控制算法在飞镖上的应用效果进行验证。其次，有控飞镖从发射到命中的时间很短（约2秒），精度要求极高，同时工作状态变化剧烈（剧烈的加速和撞击），对控制器的跟踪精度，收敛速度等性能指标提出了非常高的要求。最后，有控飞镖的控制算法与机械结构强烈耦合，不同的有控飞镖存在不能忽略的装配误差，在测试和上场过程中难免出现损坏导致动力学特性相对基准点发生偏移，因此要求控制算法具有足够的鲁棒性和自适应能力，能够适应极端的工况不确定性和被控对象模型参数漂移。综上所述，控制算法是过去的有控飞镖无法取得良好表现的根本原因，也是本赛季有控飞镖研发的关键核心。

为解决有控飞镖的控制问题，将现有的经典控制算法分为基于模型的方法（状态反馈，LQR，MPC，鲁棒控制等），无模型的方法（PID，ADRC等）和基于数据的方法（强化学习，自适应动态规划等）。其中基于数据的方法由于有控飞镖本身的算力，存储和飞行时间限制，导致其对飞行控制数据的长期有效采集几乎不可能实现，采集到的数据也往往不具备迁移特性以训练出足够

鲁棒的控制器。同时，有控飞镖模型的非线性和不确定性也导致基于模型的方法难以直接应用在有控飞镖的控制中。而无模型的方法虽然没有上述问题，但是有控飞镖的三轴存在耦合，多环PID需要整定的参数量较大，且有控飞镖飞行时间短，使用寿命有限，调试过程十分复杂费力。

以上问题虽然为有控飞镖的算法设计带来了诸多挑战，但是解决方法也暗藏其中。在以上讨论的基础上，提出本赛季有控飞镖的控制算法，即融合MPC和串级PID的模型结合控制算法。该方法巧妙的将无模型方法和基于模型的方法结合在一起，并为后续可能的基于数据的方法留出了空间。下文将对该控制算法的设计思路，实现方式和最终效果等问题进行详细阐述。

2.4.2.1控制算法设计思路

为了解决上文中提到的有控飞镖气动模型难以获取和飞镖气动模型偏移基准的问题，采用基于MPC算法的有控飞镖轨迹规划器和使用串级PID的姿态控制器。该框架可以将有控飞镖的模型不确定性限制在下层的姿态控制器，而基于模型的上层轨迹规划器则可以使用简化的线性质点运动模型对有控飞镖的轨迹进行预测，实现无模型控制方法和基于模型的控制方法的有机结合。MPC控制器将依据有控飞镖质点运动模型，并结合视觉数据，飞行时间数据，攻角估计器数据和陀螺仪姿态数据，共同建立对有控飞镖飞行状态的完整观测，设计根据飞行阶段时变的惩罚函数并通过MPC算法进行求解，最终生成期望两轴加速度并输入到下层的串级PID姿态控制器中。利用串级PID强大的鲁棒性和内环扰动抑制能力，实现轨迹规划和运动控制的解耦，不再需要俯仰和偏航方向的角度环和角速度环，只需要加速度环，降低需要整定的参数量，达到简化调试流程，取得更优良的实际效果的目的。

2.4.2.2控制算法实现方式

为了避免对有控飞镖完整气动模型的依赖，上层MPC轨迹规划器使用质点运动模型对有控飞镖未来的运动轨迹进行预测。相对于完整的动力学模型，质点运动模型将有控飞镖简化为运动的质点，只考虑其在三维空间中的位置和速度矢量信息，不考虑有控飞镖的姿态，攻角，升阻比变化等因素，通过选取合适的阻力系数 c_d ，质点模型能够同样精准的描述有控飞镖的飞行过程。将质点模型的状态变量选取为，三轴坐标 (x, y, z) ，飞行速度大小 v ，飞行轨迹俯仰角度 γ ，飞行轨迹偏航角度 χ 。将控制输入选取为俯仰方向的加速度 α_v 和水平方向的加速度 α_h 。考虑重力加速度 $g = 9.8m/s^2$ 的影响，并设置阻力系数 $c_d = 0.02$ ，建立以上状态变量的微分方程为：

$$\frac{dx}{dt} = v * \cos(\gamma) * \cos(\chi)$$

$$\frac{dy}{dt} = v \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\chi)$$

$$\frac{dz}{dt} = v \cdot \sin(\gamma)$$

$$dv = -c_d \cdot v^2 - g \cdot \sin(\gamma)$$

$$d\gamma = \frac{\alpha_v - g \cdot \cos(\gamma)}{v}$$

$$d\chi = \frac{\alpha_h}{v \cdot \cos(\gamma)}$$

将以上微分方程表示为 $\dot{s} = f(s, u)$ ，其中 $s = [x, y, z, v, \gamma, \chi]^T$ ， $u = [\alpha_v, \alpha_h]^T$ 。基于以上微分方程使用四阶龙格-库塔（RK4）方法对微分方程进行离散化，得到差分方程 $s_{k+1} = \Phi(s_k, u_k, \Delta t)$ ，将离散化频率设置为与视觉工作频率一致， $\Delta t = 0.0166s$ ，即60Hz。RK4的计算公式如下：

$$k_1 = f(s_k, u_k)$$

$$k_2 = f(s_k + \frac{\Delta t}{2} k_1, u_k)$$

$$k_3 = f(s_k + \frac{\Delta t}{2} k_2, u_k)$$

$$k_4 = f(s_k + \Delta t k_3, u_k)$$

$$s_{k+1} = s_k + \frac{\Delta t}{6} (k_1 + \frac{k_2}{2} + \frac{k_3}{2} + k_4)$$

将该差分方程作为MPC轨迹规划器使用的被控对象模型，在每个迭代轮次中，MPC轨迹规划器利用当前状态和预期的未来 N 步的控制输入，循环求解以得到未来 N 步的状态。使用序列最小二乘规划（SLSQP）算法，通过最小化预设惩罚函数，求解得到未来 N 步的最优控制序列，并只将下一时刻的控制量注入到有控飞镖的下层姿态控制器中，实现MPC轨迹规划器的“滚动控制”效果。其中，预设的惩罚函数决定MPC轨迹规划器求解效果的关键，惩罚函数中包括了多个惩罚项，其惩罚项的设计包括：**无控参考轨迹跟踪惩罚**、**末端位置惩罚**、**控制量幅值惩罚**、**控制平滑度惩罚**。每个惩罚项的设计思路和实现方式如下：

无控参考轨迹跟踪惩罚：有控飞镖的飞行过程通常可以分为两段，即发射后跟踪预设轨迹的惯性飞行阶段（第一阶段）和识别到目标后的自主制导飞行阶段（第二阶段）。在第一阶段飞行中，有控飞镖的飞行轨迹呈仰角，并距离基地目标较远，通常无法直接观察并识别到基地引导灯。由于无法获得基地目标位置信息，该阶段有控飞镖只能根据通过陀螺仪的角度和加速度数据拟合的无控参考轨迹进行飞行，其中Roll轴角度目标值始终设置为0°，Yaw轴角度在发生时刻进行标定，并在该阶段设置为标定值，Pitch轴角度设置为根据质点模型和重力加速度 g 计算得到该时刻的期望Pitch轴轨迹倾角 γ 。第一阶段飞行将持续到视觉算法能够识别到基地引导灯，随后有控飞镖进入第二飞行阶段。在该阶段，有控飞镖将根据视觉算法建立的有控飞镖位置和轨迹观测，使用质点模型预测未来 N 个控制周期的飞行轨迹，此时无控参考轨迹的计算方式为：设由当前状态 s_0 通

过零控制仿真生成的参考轨迹为 $\{s_k^{ref}\}_{k=0}^N = 0$ ，其中 $s_k^{ref} = [x_k^{ref}, y_k^{ref}, z_k^{ref}, v_k^{ref}, \gamma_k^{ref}, \chi_k^{ref}]^T$ 。而为了将有控飞镖的飞行轨迹最终指向基地目标靶，需要将跟踪轨迹和目标导航轨迹的跟踪权重进行混合，其具体实现方式为：引入候选控制序列 $U = [u_0, u_1, \dots, u_{N-1}]$ ，同时通过动力学模型预测得到的状态序列为 $\{s_k^{pred}\}_{k=0}^N$ ，其俯仰角分量记为 γ_k^{pred} 。

将无控轨迹跟踪惩罚定义为：

$$J_{track}(t) = w_{track}(t) \sum_{k=1}^N (\gamma_k^{pred} - \gamma_k^{ref})^2$$

其中，求和从 $k = 1$ 开始，因为 $k = 0$ 对应当前状态。权重 $w_{track}(t)$ 随循环步数变化，由分段线性插值得到：

$$w_{track}(t) = \text{interp1}(t, [0, 30, 80], [1, 0, 0])$$

上式表明轨迹跟踪惩罚的权重 $w_{track}(t)$ 将随着有控飞镖接近基地目标而线性降低，最终在第二飞行阶段的第30个控制周期降为0，此后有控飞镖将完全依赖目标导航轨迹飞行而无需跟踪无控参考轨迹。

末端位置惩罚：设预测时域步数为 N ，由当前控制序列仿真得到的状态序列为 $\{s_k\}_{k=0}^N$ ，其中 $s_k = [x_k, y_k, z_k, v_k, \gamma_k, \chi_k]$ 。令终端位置向量为：

$$p_N = [x_N, y_N, z_N]^T$$

若基地目标位置为：

$$p_{target} = [0.0, 0.0, 0.0]^T$$

则终端惩罚项（位置偏差平方和）为：

$$J_{terminal} = (1 - w_{track}(t)) \|p_N - p_{target}\|^2 = (1 - w_{track}(t)) [(x_N - 0.0)^2 + (y_N - 0.0)^2 + (z_N - 0.25)^2]$$

上式表明，在最终的惩罚权重计算中，末端位置代价同样依靠 $w_{track}(t)$ 权重进行调度，其具体调度方法已于上文给出。

控制量幅值惩罚：控制序列为 $U = [u_0, u_1, \dots, u_{N-1}]$ ，其中控制向量为 $u_k = [\alpha_v, \alpha_h]^T$ 分别表示第 N 步的垂直法向过载和水平法向过载。则控制幅值代价为：

$$J_{control} = R_{vert} \sum_{k=0}^{N-1} (\alpha_v)^2 + R_{horiz} \sum_{k=0}^{N-1} (\alpha_h)^2$$

其中权重系数为：

$$R_{vert} = 0.001, R_{horiz} = 0.001$$

该项用于在优化中惩罚控制量的大小，以鼓励使用较小幅值的控制从而避免执行器输出饱和。此外，由于MPC算法使用的质点模型无法模拟有控飞镖升阻比随攻角变化的特性，过于激进的目标

加速度会使有控飞镖进入大攻角飞行状态，导致气动阻力剧增，因此该项惩罚还同时避免了有控飞镖选取过于激进的控制量，从而消耗过多飞镖能量导致射程无法达到基地的问题。

控制量平滑度惩罚：记上一时刻实际应用的控制量为 $u_{prev} = [\alpha_{v,prev}, \alpha_{h,prev}]^T$ 。则平滑代价 J_{smooth} 由两部分组成：

1：预测序列内部相邻控制量变化惩罚：

$$\sum_{k=1}^{N-1} [R_{smooth,v}(\alpha_{v,k} - \alpha_{v,k-1})^2 + R_{smooth,h}(\alpha_{h,k} - \alpha_{h,k-1})^2]$$

2：与上一时刻实际控制量的增量惩罚（若存在）：

$$R_{smooth,v}(\alpha_{v,0} - \alpha_{h,prev})^2 + R_{smooth,h}(\alpha_{h,0} - \alpha_{h,prev})^2$$

因此，总控制量平滑度惩罚为：

$$\begin{aligned} J_{smooth} &= R_{smooth,v}[(\alpha_{v,0} - \alpha_{h,prev})^2 + \sum_{k=1}^{N-1} R_{smooth,v}(\alpha_{v,k} - \alpha_{v,k-1})^2] + R_{smooth,h}[(\alpha_{h,0} - \alpha_{h,prev})^2 \\ &+ \sum_{k=1}^{N-1} R_{smooth,h}(\alpha_{h,k} - \alpha_{h,k-1})^2] \end{aligned}$$

其中 $R_{smooth,v}$ 和 $R_{smooth,h}$ 为控制量平滑惩罚的权重系数。

基于以上惩罚项，使用序列最小二乘规划（SLSQP）算法求解得到未来的最优控制序列，其中 SLSQP 算法是一种用于求解带约束的非线性优化问题的迭代算法，其将原始的非线性优化问题转化为一系列二次规划子问题进行求解，其数学形式为：

考虑一般非线性规划问题：

$$\begin{aligned} \min_x & f(x) \\ \text{s.t.} & g_j(x) \leq 0, j = 1, \dots, m \\ & h_l(x) = 0, l = 1, \dots, p \\ & x_L \leq x \leq x_U \end{aligned}$$

SLSQP 在当前点 x_k 处通过利用拉格朗日函数的二阶展开对目标函数进行二次型近似，并对约束条件用一阶线性近似，从而构造一个局部二次近似模型，求解如下 QP 子问题：

$$\begin{aligned} \min_d & \nabla f(x_k)^T d + \frac{1}{2} d^T B_k d \\ \text{s.t.} & g_j(x_k) + \nabla g_j(x_k)^T d \leq 0, j = 1, \dots, m \\ & h_l(x_k) + \nabla h_l(x_k)^T d = 0, l = 1, \dots, p \\ & x_L - x_k \leq d \leq x_U - x_k \end{aligned}$$

通过沿候选搜索方向 d_k 进行线搜索，确定步长 α ，得到下一个迭代点 $x_{k+1} = x_k + \alpha d_k$ 。重复运行，直至满足收敛条件。该方法适合解决中小规模优化问题，在有控飞镖的 MPC 轨迹规划中得到了良好的运行效果。

综上所述，MPC轨迹规划算法的基本运行流程为：

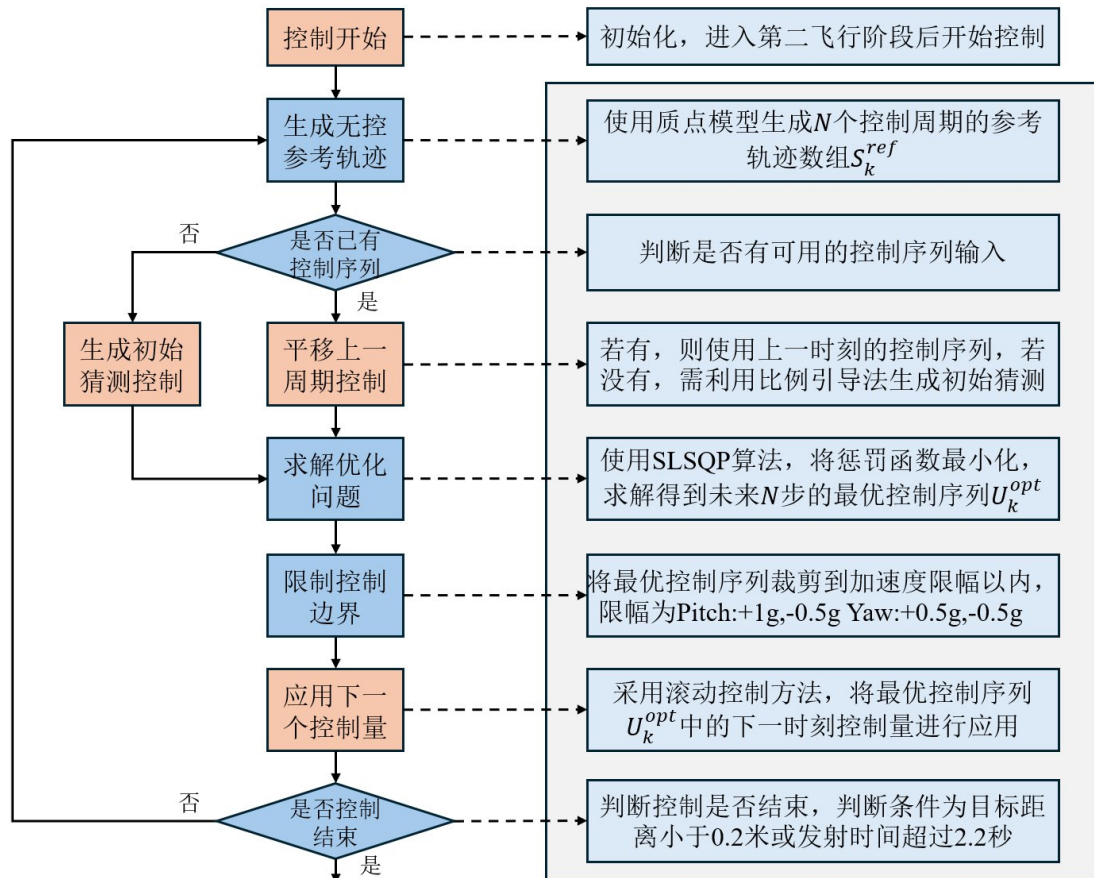


图4-4:MPC轨迹规划算法的基本运行流程

控制器结构和数据流为：

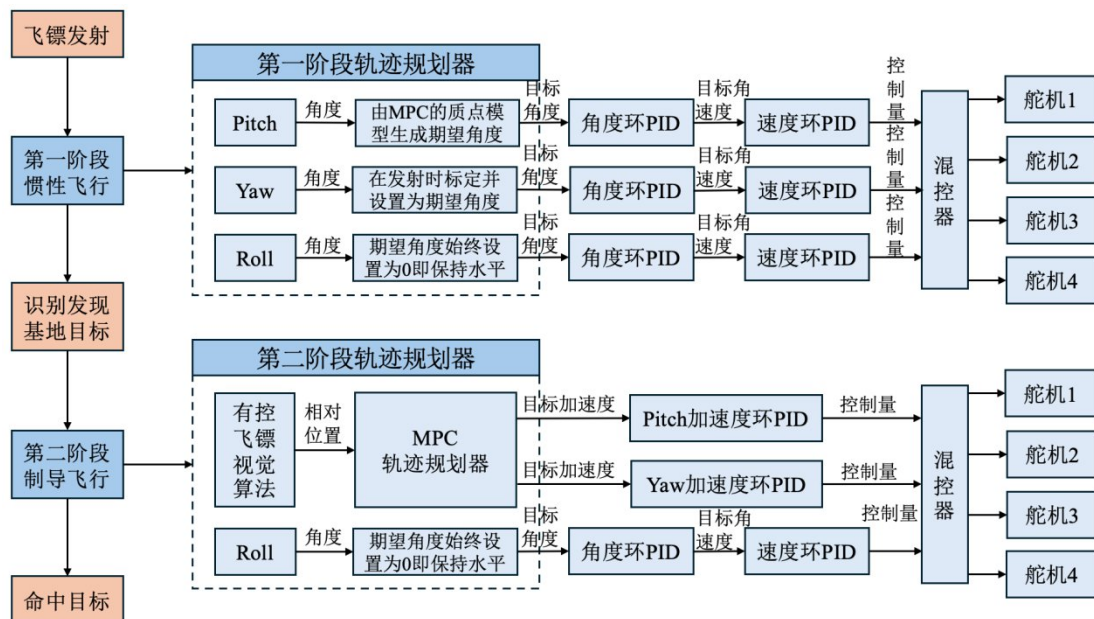


图4-5:有控飞镖控制器结构和数据流图

直接在K230D zero平台上运行该基于MPC的有控飞镖轨迹规划器所存在问题为，由于K230D

zero的CPU性能限制，其运行频率约为10Hz，远远无法满足有控飞镖的制导需求。因此，创新性的采用一种结合数据的神经网络拟合方案，该方案可以充分利用K230D zero的KPU性能，以空间复杂度换取时间复杂度。由于MPC轨迹规划器具有马尔可夫性，即其决策过程只依赖当前时刻的状态数据，而与过往时刻的状态数据无关。因此，通过在仿真环境中对有控飞镖所有飞行包线内的数据进行采集，得到该权重参数设置下的MPC轨迹规划器数据集，基于该数据训练一个小型全连接神经网络，对MPC轨迹规划器的输入输出数据进行拟合。该全连接神经网络的输入数据包括有控飞镖的六个状态量 $s = [x, y, z, u, \gamma, \chi]^T$ ，前序控制量 $u_{prev} = [\alpha_v, \alpha_h]^T$ （用于生成初始猜测），轨迹跟踪惩罚的权重 $w_{track}(t)$ 。输出数据为当前时刻选择的控制量 $u = [\alpha_v, \alpha_h]^T$ 。该全连接神经网络由5个128维的全连接层组成，权重参数仅约120Kb。通过pytorch提供的torch.onnx.export()接口，将神经网络导出为ONNX格式。在Ubuntu 20.04中使用nncase编译，将ONNX模型编译为.kmodel文件，并最终部署到K230D zero上。该轻量化神经网络在K230D zero上的运行频率可达1000Hz以上，并且不消耗CPU算力。虽然该方法使MPC轨迹规划器的参数整定过程更为复杂，无法实时进行参数调整，但是由于MPC轨迹规划器的开发和调试过程可以在仿真环境中进行，因此不会造成实际的使用困难。

2.4.2.3控制算法最终效果

控制算法的仿真实验环境设置为，基地目标位置设置为 (0,0,0)，即原点，飞镖发射点位置设置为 (-25,0,0)，即模拟真实赛场环境下的飞镖发射站位置，发射架Pitch角度设置为35°，与真实发射架一致，发射架Yaw角度设置为正对基地目标，发射初速度设置为20m/s，与真实发射速度相近。在仿真中，为了模拟飞镖发射和飞行过程中的不确定性，在发射架的Pitch和Yaw角度上都加入了方差为0.01rad的随机高斯噪声，同时在飞镖飞行过程中的每个控制周期内，对飞镖状态量中的三维相对位置，飞行速度和航迹角度都加入了方差为0.01的随机高斯噪声。在仿真环境中，认为发射1秒后有控飞镖可以通过视觉识别到基地目标，从而进入第二阶段制导飞行，MPC轨迹规划器开始运行。

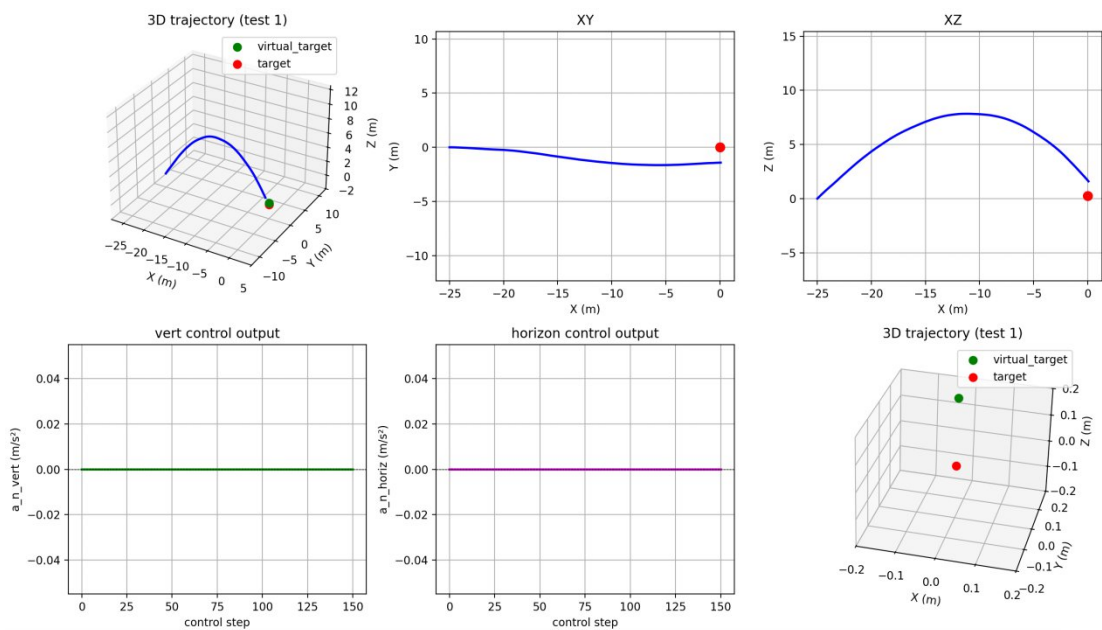


图4-6:有控飞镖无控制仿真结果

完全不加入控制的仿真结果如上图所示。

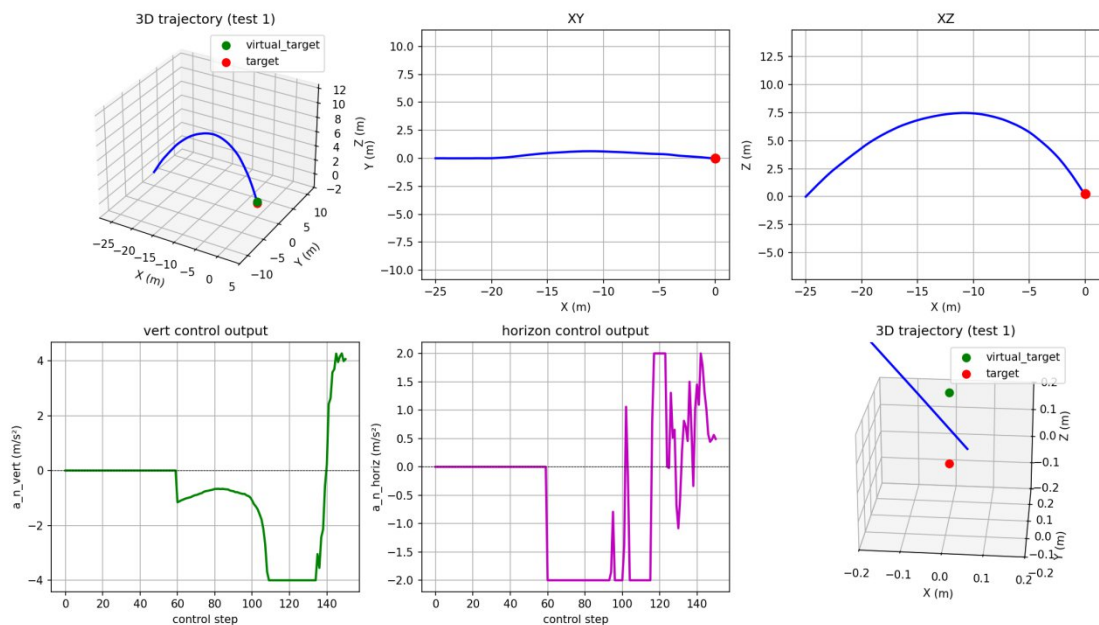


图4-7:有控飞镖MPC轨迹规划器仿真结果

发射后1秒进入第二飞行阶段的仿真结果如上图所示，其左上角图展示了有控飞镖的三维飞行轨迹，上方中间图展示了有控飞镖飞行轨迹在地面上的投影，右上角图展示了有控飞镖飞行轨迹在右侧面的投影，左下角图展示了有控飞镖俯仰方向的控制量，下方中间图展示了有控飞镖水平方向的控制量，右下角图展示了放大后的末端轨迹。可见在严格的加速度限制下，有控飞镖仍然能够克服干扰，较为准确的命中基地目标。

2.5 其它

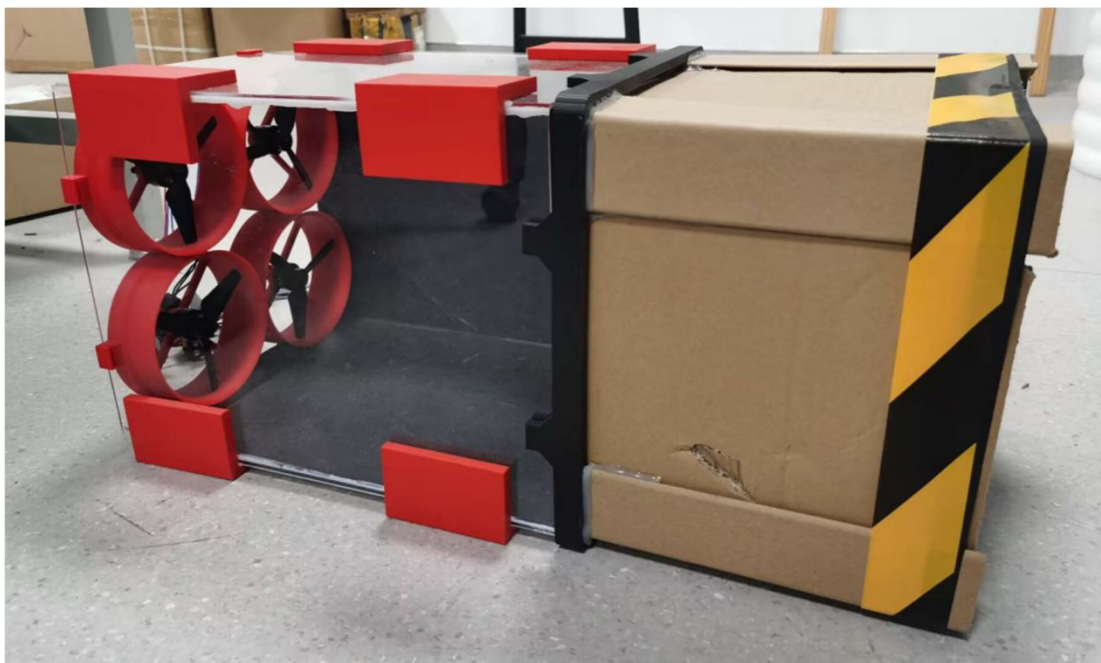


图5-1 微型风洞实物图



图5-2 微型风洞与飞镖

风洞作为本赛季研发过程中的重要助力，其由四个大疆Snail2305-2400KV电机作为动其工作状态下的最大功率可达到约1600W，并为30×30cm的内部风道中提供15m/s的持续工作段，为避免电

机烧毁，风洞只能满功率运行8到10秒，并需要进行冷却后才能进行下一次工作。风洞的整流器使用直径8mm的吸管通过双面胶层叠粘接，能够有效抑制风洞内的湍流。

为了能够在风洞中对飞镖的控制器效果进行验证，设计了三轴飞镖支架，同时该支架为了避免动力飞镖的尾流，其采取了Yaw轴和Roll轴耦合的设计，其三轴法线交于飞镖重心，以实现精准调平不影响飞镖运动的目的。但是该设计也导致Yaw和Roll的转动惯量与实际不符，只有Pitch测得的数据具有更高的可用性。显然，在经过风洞调试后，还需要在真实发射环境中进行进一步的参数调整才能取得更好的控制效果，但是风洞为初期的控制器参数整定提供了良好的调试平台，能够大幅度的加快调试流程。

3 研发迭代过程

3.1 测试记录

测试项	测试环境	测试设备	测试结果
镖架装弹稳定性测试	室内水平环境	飞镖发射架	装弹失败概率极低，且装弹失败后均可以重新装弹
飞镖落点一致性测试	室内无风环境	无控飞镖	飞镖落点基本一致，25m落点散度约为15cm
有控镖姿态稳定稳定性测试	室外有风环境	有控飞镖、匿名数传	能保证roll轴不会翻滚失控
视觉稳定性测试	室内光照良好	OpenMV	能正常识别目标，且稳定性良好
镖架连发性测试	室内水平环境	飞镖发射架	多次连发均能稳定发射，未出现卡弹、落弹空发

3.2 版本迭代过程记录

3.2.1硬件版本迭代记录

PCB版本号	功能或性能详细说明	完成时间
--------	-----------	------

V1.0	设计新镖分电板	2026.1.20
V1.1	增设无源蜂鸣器，调试接口提供5V供电，优化飞控信号输入接口布局	2026.2.4
V1.2	飞控无额外可用计时器，改用有源蜂鸣器，增设视觉供电接口，增加电源指示灯	2026.3.7
V1.3	解决蜂鸣器反激电流击穿三极管的问题，细化丝印，提高可读性，降低维护难度	2026.3.16
V1.4	重新设计多功能电路开发板，测试一体飞控各项功能，电路选型，便于后续投产。	2026.6.8
V1.5	针对国赛制导飞镖设计一体飞控板，结合上述开发板反馈，进行打样	2026.6.18
V1.6	针对过流检测过于灵敏、蜂鸣器电路烧毁等问题进行改进，安排量产	2026.6.25

3.2.2软件算法版本迭代记录

软件算法	功能或性能详细说明	完成时间
V1.0	初步完成框架搭建以及各功能模块的完善	2025.12.15
V1.1	采用基于MPC算法的有控飞镖轨迹规划器	2025.1.20
V1.2	更新了新的芯片以及相应的驱动	2026.2.28
V1.3	对部分实用性功能进行完善	2026.3.12

3.2.3飞镖发射架机械版本迭代记录

飞镖架版本号	功能或性能详细说明	完成时间
V1.0	修改装弹装置限制飞镖翼两弹板间距离，以使新制导镖正常进弹	2026.1.20
V1.1	将同步轮内芯改为轴承，使同步带运行更顺畅精确	2026.2.4
V1.2	为镖架更换拉簧、TPU缓冲模块、弹力绳、以维护并减小镖架因老化产生的F与x线性程度降低、摩擦等不利因素	2026.3.7

3.2.4飞镖（结构）版本迭代记录

飞镖版本号	功能或性能详细说明	完成时间
V1.0	参考老无控飞镖，设计x尾翼新飞镖	2026.1.20
V1.1	对装配细节改进，调整挂钩设计使其在发射时形变更小	2026.2.4
V1.2	重点优化了有控镖的外形和内构，改进了镜头安装方式	2026.7.30

3.3 重点问题解决记录

序号	问题描述	问题产生原因	问题解决方案&实际解决效果	机器人版本号或阶段
1	分电板无法连接电脑调试口与飞控通信。	分电板接口连接与线缆接口镜像	遵循线缆与实际情况重新对PCB进行走线设计，并增加防呆设计。解决了接口错连问题。	V1.1
2	分电板蜂鸣器无法关断	蜂鸣器产生的反激电流击穿了NPN三极管，使得三极管损坏。	在原有控制电路基础上增加二极管，便于电流释放，防止三极管被击穿。目前能够控制蜂鸣器通断。	V1.2
3	无控飞镖单发一致性差	挂钩与滑台贴合度不足	改进挂钩建模并加宽加厚	v1.1
4	飞镖发射架视觉在锁定基地时偶发无法锁定问题	芯片接收数据存在错误	增加校验位、选用抗干扰性更强的线避免长线导致的数据错误	v1.1
5	飞镖单轮发射量偶发超过预设量	数据更新不及时	选择合适的数据发送频率，对数据包进行校验	v1.1

4 团队成员贡献

姓名	基本信息（专业、年级、队内角色）	主要负责工作内容描述	贡献度（所有成员贡献度合计为100%）
王泽寰	控制科学与工程、博一、算法	有控飞镖视觉算法与控制算法设计	15%
梁华鑫	航空宇航科学与技术、研一、硬件	硬件电路分电板需求设计、原理图设计、PCB Layout与硬件焊接调试	15%
何羽	机械工程、研一、软件	负责镖架代码更新以及镖体控制逻辑编写	15%
林智新	电子通信工程、大四、软件	负责镖架代码维护	10%
左子煊	自动化、大三	有控飞镖代码维护和调试	5%
桑振涛	工程力学、大三、机械	负责飞镖发射架和飞镖的结构设计	15%
王子睿	应用物理学、大一、机械	负责飞镖设计与制作	10%
刘博深	工程力学、大二、机械	负责飞镖设计与制作	10%
杨馨月	机械工程、大一、机械	负责飞镖设计与制作	5%

参考文献

[1]过崇伟等编著. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京：北京航空航天大学出版社,2002.

[2]余雄庆,徐惠民,罗东明 编著. 飞机总体设计基本原理[M]. 北京：科学出版社, 2023

