

# 一种无人机起降与回收平台的设计

谢立威

上海理工大学机械工程学院, 上海

收稿日期: 2022年12月8日; 录用日期: 2023年1月24日; 发布日期: 2023年1月31日

## 摘要

随着无人机的飞速发展, 无人机的出勤和补给变得越来越智能。但是, 现有的无人机运输平台仅限于为无人机提供起飞和降落功能, 以实现简单的无人机存储, 并且其中大多数都需要在起飞和降落期间手动控制。由于用户的处理技巧, 有时会发生碰撞或失控, 这对无人机的飞行安全构成了很大的隐患, 尤其是在某些情况下, 因为用户技术还不够好, 飞机不能完成起飞或降落的动作。当无人机完成其任务时, 由于其航程远, 任务时间长和续航力有限, 通常无法回舱。地面机械操控手必须远程控制无人机, 但是风险很高, 并且容易造成损失。为解决以上可能出现问题, 并结合起降与回收平台的任务特点, 对平台的传动机构, 防护壳体, 引导机构, 充电装置, 升降平台等机械结构利用Solid Works进行3D建模设计, 在设计时根据实际情况自行设定无人机尺寸和重量范围, 并以此参数进行计算和选型。为了使智能机库按照预定程序顺利实现操作, 对伺服电机, 驱动模块等硬件也进行具体的选择。通过综合设计实现无人机在起降平台的精准降落及自动充电, 有效解决无人机续航时间短、需人工现场操作等应用问题, 极大提升了无人机应用能力的上限。

## 关键词

无人机, 升降平台, 智能机库, 结构设计, 三维建模

# The Design of a UAV Take-Off, Landing and Recovery Platform

Liwei Xie

School of Mechanical Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai

Received: Dec. 8<sup>th</sup>, 2022; accepted: Jan. 24<sup>th</sup>, 2023; published: Jan. 31<sup>st</sup>, 2023

## Abstract

With the rapid development of UAV, the attendance and supply of UAV are becoming more and

more intelligent. However, the existing UAV carrying platform is limited to providing the UAV with the function of taking off and landing, so as to realize the simple storage of UAV, and the UAV needs human control in the process of taking off and landing. Due to the user's control skills, sometimes there is a collision or loss of control, which causes great hidden trouble to the UAV flight safety, especially in some cases, the UAV cannot take off or land due to the user's poor technology. When the UAV completes its mission, it is often unable to return due to its long distance, long mission time and limited endurance. Therefore, it is necessary for the ground operator to remotely control the UAV to descend nearby, but the risk is high and it is easy to cause losses. In order to solve the above possible problems, combined with the task characteristics of the landing and recovery platform, Solid Works was used to conduct 3D modeling design of the platform's transmission mechanism, protective housing, guiding mechanism, charging device, lifting platform and other mechanical structures. During the design, the size and weight range of the UAV were set according to the actual situation, and the parameters were calculated and selected. In order to make the intelligent hangar operate smoothly according to the predetermined program, the hardware such as servo motor and drive module are selected. Through comprehensive design, accurate landing and automatic charging of UAV on takeoff and landing platform can be realized, which effectively solves the application problems of UAV such as short flight duration and manual on-site operation, and greatly improves the upper limit of UAV application capability.

## Keywords

UAV, Lifting Platform, Intelligent Hangar, Structure Design, 3D Modeling

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

自动起降与回收平台包括传动机构的平台主体, 该传动机构的平台主体提供了用于起飞和降落无人机的平面动力机构, 该平面动力机构连接至传动机构并用于为该传动机构输出动力。保护壳位于平台主体的一端, 该保护壳设有充电装置和用于引导无人机的引导机构。控制器具有通信模块, 该通信模块让无人机、控制器和充电装置之间相互通信。在该装置被连接后, 控制器被连接至动力机构。在 GPS 导航下, 无人机将尽可能直接移动到无人机着陆平台上方, 然后更精确地着陆在升降机构上。这时, 无人机与控制器建立通讯, 通知控制器准备就绪, 控制器启动动力机构, 传动机构支撑无人机向下移动。在运动过程中, 由于无人机三脚架与停机坪之间的中心位置存在偏差, 导向机构连续校正无人机的方向位置和机头方向。它很小且相对容易滑动。当移动到预设位置时, 动力机构停止运行。此时, 无人机的方向和位置已被准确地校正到理想状态。这时, 控制器将充电装置控制为无线控制, 为无人机电池充电[1] [2]。充电完成后, 控制器启动着陆平台的动力机构向反方向旋转, 以使传动机构支撑无人机向上移动, 当其移动到另一个预设位置时, 动力机构停止旋转。控制器通过通信模块通知无人机准备起飞。至此, 无人机自动着陆和充电的整个过程完成。该平台不仅可以实现无人机的自动起降, 还可以对无人机进行智能充电, 提高了无人机的续航能力和远程工作能力。适用于垂直起降无人机, 特别是多旋翼无人机, 同时, 无人机起降平台和系统可以设置在固定平台上, 也可以放置在移动车辆或舰载平台上借助基于以太网的连接, 无人机的远程控制软件的应用范围非常广泛, 可以实现无人机的远程操作[3]。

针对无人机起降与回收平台的设计, 本文主要设计了四部分设备, 分别是舱门设备、无人机引导设

备、升降平台和自动充电设备。舱门设备是实现舱门开启和闭合的装置；无人机引导装置是实现无人机降落后准确定位的装置；升降平台是将无人机运送至自动充电设备的装置；自动充电设备是为无人机补充能源的装置。

本文主要内容如下：

- 1) 根据设计要求，进行机械结构、硬件和软件系统设计，主要部分包括舱门设备、无人机引导设备、升降平台和自动充电设备，并详细阐述工作流程和主要功能；
- 2) 对舱门设备、无人机引导设备、升降平台和自动充电设备中的传动机构、滚珠丝杠、滑槽和滑块等具体关键零件进行详细的尺寸计算和结构设计，并利用 Solid Works 软件进行建模设计；
- 3) 为满足市场中小型多旋翼无人机的承载和采购加工成本的要求，对升降平台进给系统的主要零部件进行计算和选型，包括滚珠丝杠组件、带轮和轴承等。

## 2. 起降与回收平台的方案设计

### 2.1. 设计要求

针对无人机目前易发生故障、航行距离远、任务时间长和续航时间短等特点，自动起降与回收平台相应的需要具备以下设计要求：

- 1) 便于无人机临时或长时间停留存放，因此需要起降与回收平台具备遮风挡雨的功能；
- 2) 可以为停放的无人机进行临时充电，因此需要平台具备至少一种充电方式，如：无线充电、PC 板接触式充电等；
- 3) 要求工作时操作方便简单，安全可靠，产品的设计应具有良好的人机交互性；
- 4) 设计的过程中，尽量使用标准件和通用件，降低制造成本，同时便于维修方便安装与拆卸。

### 2.2. 工作流程及功能设计

本文所设计的无人机自动起降与回收平台属于工业机械，是一种给无人机提供充电服务以及供无人机起飞与返航的停机坪的产品。操作员可以远程遥控启动无人机自动起降平台。当无线信号装置接收到工作指令后，智能机库开启舱门，搭载平台在舱门完全打开后开始携带无人机上升到指定位置，接着无人机接收到起飞指令后开始按预定航线开始巡航，此时无人机舱门开始关闭；在无人机巡航任务结束或任务中途需要能量补给时，无人机发送回舱信号；智能机库在接收到无人机发出的回舱信号后，开始打开舱门，并给无人机发送实时导航，确保无人机准确到达目的地；在无人机达到智能机库所在地后，利用自身摄像设备的图像识别功能调整自身位置偏差，实现精准降落在搭载平台范围内；在智能机库检测到无人机已稳定停落在停机坪上时，机库内的引导机构开始工作，通过引导杆的推动将无人机移动到停机坪正中心，之后引导机构返回原位；其次搭载平台通过滚珠丝杠机构将停机坪和无人机收回舱内；最后舱门关闭，停机坪上连接蓄电池的无线充电系统开始给无人机进行充电；待电量充满进行下一次的巡检任务；智能机库的舱门外还安装了太阳能发电装置，可以将平时所吸收的太阳能转化为电能储存在蓄电池中。自动升降平台的整个工作步骤可以根据操作人员预先编写的控制程序来完成，操作员只需要通过电脑就可以远程遥控和查看无人机工作进度情况[4]。方便实现一人操控多台设备同时工作，这极大的节省了人员工作时间和提高了工作效率。

### 2.3. 硬件结构设计

该系统采用工业级单片机作为主控制系统，可以适应恶劣的环境[5]。有两种控制方法：本地面板控制和远程控制。同时，您也可以在本地面板控制和远程控制之间切换。本地面板控制可以控制舱门的打

开和关闭,平台的升降,引导机构的运动等。远程控制功能与本地控制几乎相同。时间控制器的主要功能是将时间数据传输到系统,并与主控制芯片配合,以在指定的时间内控制舱口的打开和关闭以及停机坪的上升和下降,以执行功能起飞和计划的无人机降落。时间控制器还可以手动输入时间以执行时间同步功能,以防止无人机的自动飞行和降落受到错误的影响。压力传感器确定无人机是否已降落在平台上,然后引导该机构将无人机移至指定位置,并与电磁吸盘配合将无人机固定在平台上,这样可以防止飞机在装载时意外起飞。舱门、导向机构和停机坪的活动是使用电动推杆和滚动丝杠进行的。主控制器向电机驱动模块发送控制信号,以驱动电动推杆和滚动丝杠执行相应的动作。详细结构见图 1。

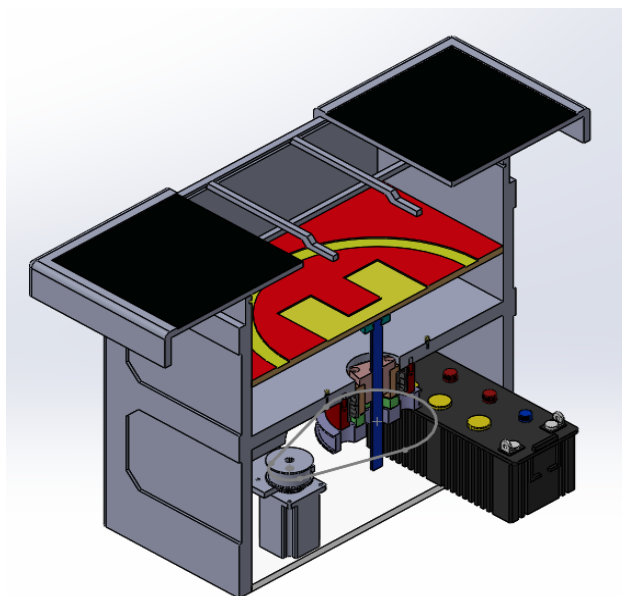


Figure 1. General half section assembly drawing  
图 1. 总体半剖装配图

## 2.4. 软件结构设计

该系统的软件结构主要由两部分组成:主程序模块和中断模块。程序的主模块主要执行硬件初始化,定期检测控制面板上的按键是否被按下,并在按下时执行相应的子程序。同时,检测压力传感器数据以确定无人机是否降落。其中,电动执行驱动器和皮带链被装在一个子程序模块中,该子程序模块可在适当的时间调用。其余的使用中断程序完成。使用中断模块接收远程控制数据,以确定远程控制是否完成。如果接收到串行端口中断程序数据,需要执行数据比较,如果数据匹配,将执行相应的命令。外部中断用来检测压力传感器。时间控制器通过 IIC 总线与主控制模块通信,并通过计时器中断服务程序定期发送数据。

## 2.5. 供电结构设计

该系统的主要供电方法是由蓄电池提供 220 V 交流电,辅助电源是光伏太阳能电池板,以防止长时间阴天造成的电力短缺。光伏太阳能电池板由太阳能控制器稳定,不间断供电电源在太阳能和蓄电池电源之间无缝切换,以确保系统不会关闭。同时,光伏太阳能电池板在为蓄电池供电。系统中的其他模块(例如控制模块和通信模块)直接由蓄电池供电[6]。其中,无人机锂电池的充电部分直接由 220 V 蓄电池供电,当没有阳光或光伏太阳能电池板无法工作时,会对无人机锂电池充电。大电流充电可以保证充电时间和

效率。当阳光充足时，太阳能控制器仅有助于充电，并且可以在蓄电池中存储多余的电能。在 220 V 交流电和太阳能之间进行智能切换。如果没有蓄电池和太阳能控制器，也可以从附近的电网为智能机库充电。

## 2.6. 停机坪结构设计

在野外起飞和降落的无人机需要相对平稳固定的停机坪，而野外复杂的地形限制了可以起降无人机平台的放置条件。如图 2 所示，该自动起降与回收平台是专门为起飞和降落无人机设计的，用于工作巡航和回舱储存，即使在野外环境下也可以安全起飞和降落。同时，停机坪还配备了大功率充电电路，可以在对接无人机后自动对其进行充电。该机库的停机坪还设计有保护电路，以防止无人机在充电过程中意外起飞，检测无人机是否卡在停机坪中并实现自动保护。

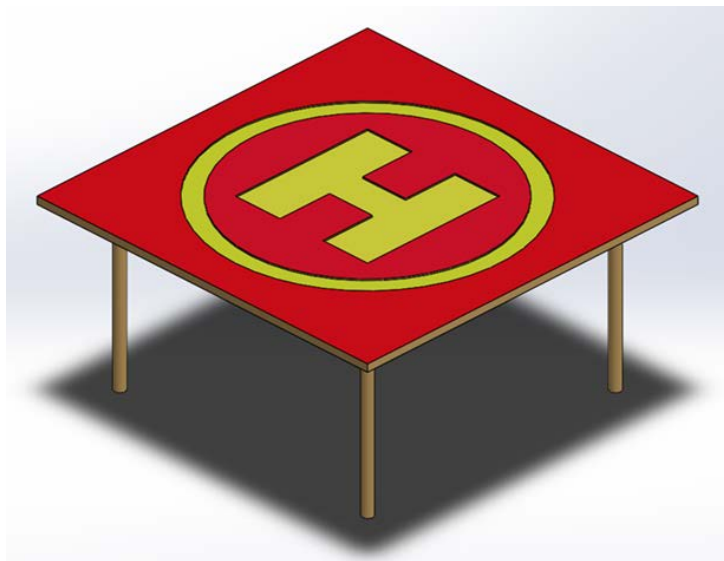


Figure 2. Schematic diagram of the apron structure

图 2. 停机坪结构示意图

## 3. 起降与回收平台主要零部件设计

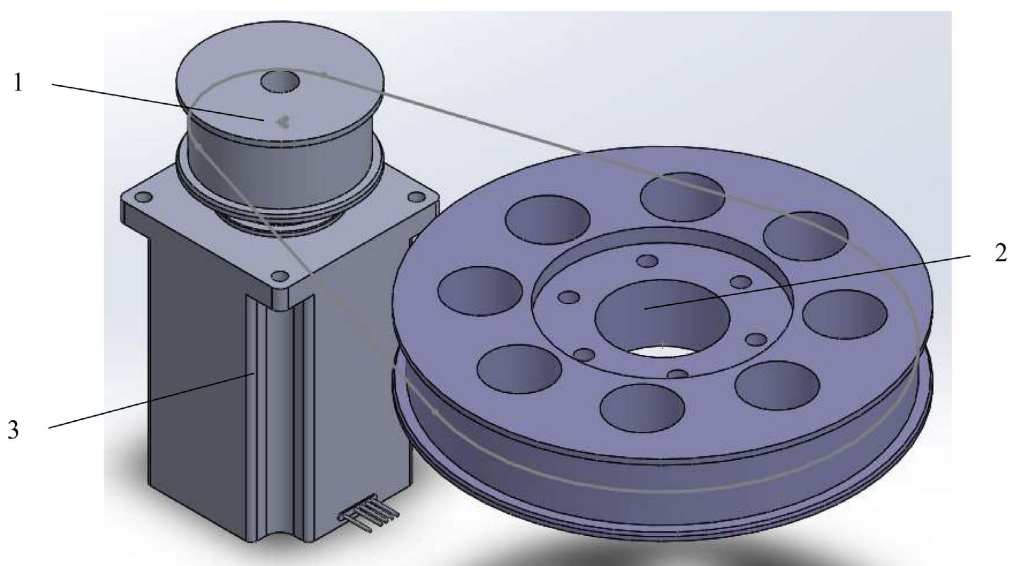
### 3.1. 带轮传动设计

带轮传动机构是整个机械动力传输机构，由步进电机提供动力，带动皮带链将电机主轴的旋转运动转化为丝杠的上下往复运动。在进行带轮尺寸大小设计时，应充分考虑大小带轮之间的间距，以免因间距过小而导致小带轮包角小于  $120^\circ$ ，从而导致皮带打滑影响传动效率。所述小带轮和大带轮依靠皮带配合，电机主轴带动小带轮转动时，大带轮同步进行转动；小带轮和大带轮的转速比由大小带轮的直径比所决定；在所给空间足够的情况下，一定要确保小带轮的包角大于  $120^\circ$ ，这样可以避免因皮带与小带轮接触面过小而导致摩擦力不够不能带动大带轮转动。

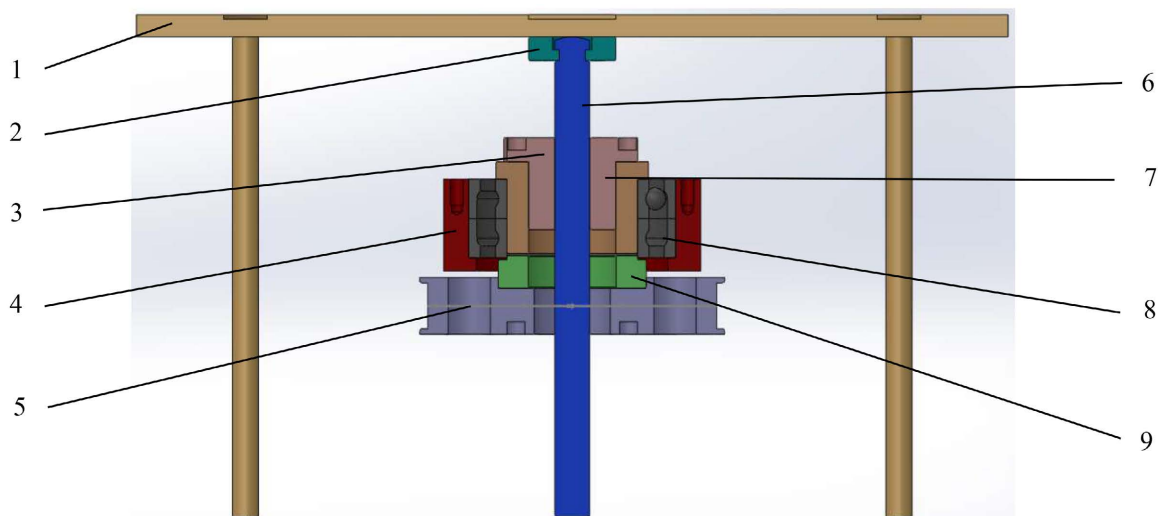
### 3.2. 升降平台设计

通过搜索无人机市场实际销售型号，基本所有中小型无人机高度都小于 600 mm，因此设定升降平台的行程为 800 mm。在经过多次测量和配合后，设定丝杠长度为 104 mm。又由于丝杠作为升降平台的支撑件，需要具备足够的强度来支撑停机坪和无人机的重量。经实际考察可知，市面上大多数中小型无人

机重量小于 100 kg，即使加上停机坪重量也不会超过 200 kg。通过参考文献[7]可知，直径为 8 mm 的丝杠可以支撑 500 kg 重量，因此设定丝杠直径为 8 mm。



**Figure 3.** Schematic diagram of the belt wheel drive. 1—small belt wheel, 2—large belt wheel, 3—stepper motor  
**图 3.** 带轮传动示意图。1——小带轮，2——大带轮，3——步进电机



**Figure 4.** Profile of the lifting platform. 1—apron, 2—end sleeve, 3—screw nut, 4—outer bearing sleeve, 5—large belt wheel, 6—screw, 7—inner bearing sleeve, 8—angular contact ball bearing, 9—connection sleeve

**图 4.** 升降平台剖面图。1——停机坪，2——丝杠端套，3——丝杠螺母，4——外轴承套，5——大带轮，6——丝杠，7——内轴承套，8——角接触球轴承，9——连接套

如图 3，图 4 所示，整个升降机构由 1——停机坪、2——丝杠端套、3——丝杠螺母、4——外轴承套、5——大带轮、6——丝杠、7——内轴承套、8——角接触球轴承，9——连接套等组成。所示整个升降机构放置于舱体固定平台上；所述外轴承套和舱体固定平台相连，在整个升降机构中起固定和支撑作用；所述丝杠螺母与丝杠通过螺纹连接；所述丝杠螺母与内轴承套相连；所述内轴承套与连接套相连；所述角接触球轴承相对放置并固定在内轴承套和连接套之间；所述连接套与大带轮相连，带轮的转动通

过中间零件的传递带动丝杠螺母转动，与此同时，与丝杠螺母配合的丝杠沿竖直方向上下移动。

当带轮转动带动丝杠螺母转动时，丝杠螺母将丝杠的转动转化为支撑平台的直线运动，将舱体固定平台与直线导轨组件相连，可以很好地增加整个升降系统的刚性，最大可能的降低了滚珠丝杠组件的变形。因此，使用滚珠丝杠组件作为整个自动起降与回收平台的升降机构可以很好地达到整个系统的精准位移，从而实现无人机的出舱起飞和回舱充电。

### 3.3. 舱门及太阳能光伏板结构设计

舱门采用滑动开启方式；舱门闭合时，可有效保护设备内部装置免受自然损坏和人为破坏；舱门开启后，可实现升降机构对无人机的收放(见图 5)；舱门上部装有太阳能光伏板(详细参数见表 1)，可以将平时吸收的太阳能转化为电能储存在蓄电池内，这样可以有效利用绿色能源，提高抗能源风险问题的能力。

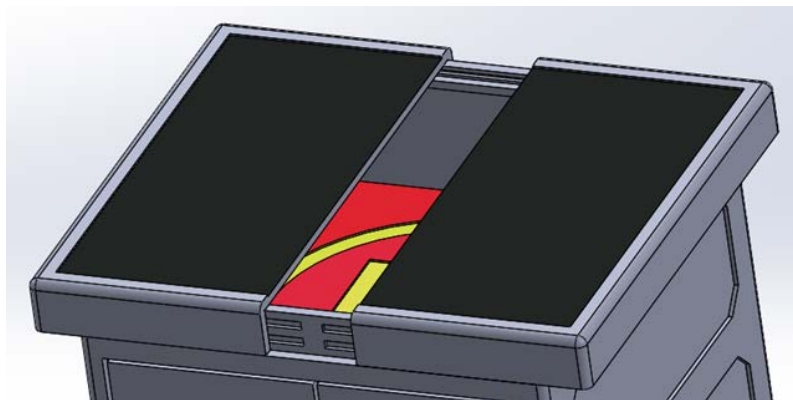


Figure 5. Schematic diagram of the hatch door and solar photovoltaic panel

图 5. 舱门及太阳能光伏板示意图

太阳能光伏板选择单晶太阳能电池板，其主要参数如下。

Table 1. The main parameters of the solar panel

表 1. 太阳能电池板主要参数

| 参数(单位)   | 数据           |
|----------|--------------|
| 标称功率(W)  | 160          |
| 工作电压(V)  | 18           |
| 组件尺寸(mm) | 1900 * 500   |
| 玻璃厚度(mm) | 3.5          |
| 组件重量(kg) | 20           |
| 背板类型     | TPT、PET、KPF  |
| 温度范围     | -40°C 至 85°C |
| 表面最大载荷能力 | 5400 Pa      |

### 3.4. 引导机构设计

引导机构由上侧引导杆和下侧引导杆组成。在无人机稳定降落在停机坪上后，引导杆进一步将无人机推送至指定充电位置，之后再回归原位。见图 6 所示。

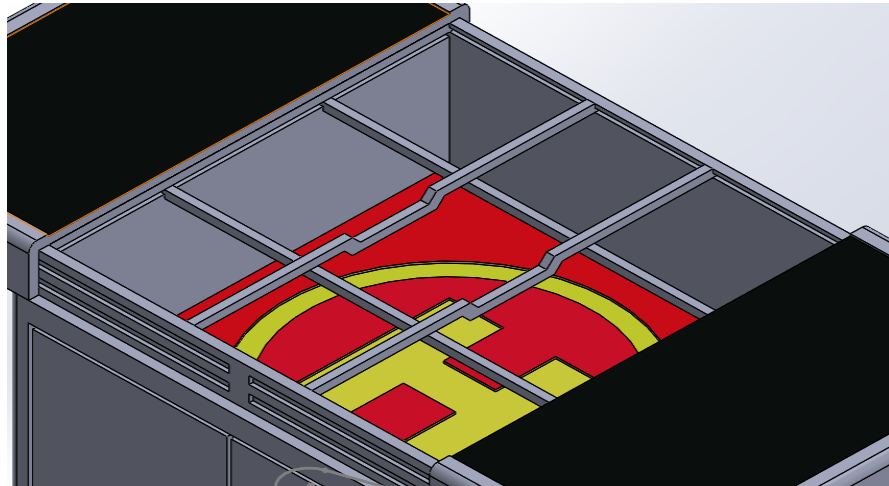


Figure 6. Schematic diagram of the guiding mechanism  
图 6. 引导机构示意图

## 4. 进给系统的计算与选型

### 4.1. 进给系统的设计计算

升降平台最大进给功率:

$$P_q = P_z \eta \quad (1)$$

式中:

$P_z$ ——伺服电机的额定功率,  $P_z = 0.4 \text{ kW}$ ;

$\eta$ ——传动系统的传递效率, 取  $\eta = 0.8$ 。

可得:

$$P_q = P_z \eta = 0.32 \text{ kW} \quad (2)$$

升降台的进给功率是平台在运动过程中所遇到的最大切削力和最大移动速度计算出来, 可得:

$$P_q = \frac{F_c \times V \times 10^{-3}}{60} \quad (3)$$

式中:

$F_c$ ——主进给力(N);

$V$ ——最大进给速度(m/min)。

由上述可知,  $V = 30 \text{ m/min}$ ;

故可得:

$$F_c = \frac{60 \times P_q \times 10^3}{V} = \frac{60 \times 0.32 \times 10^3}{30} = 640 \text{ N} \quad (4)$$

升降台在进给过程中会产生纵向和横向的力, 查资料[7]可知, 平台横向分力和平台纵向分力。

### 4.2. 滚珠丝杆的选型计算

滚珠丝杠作为整个并联机构中最为重要的传动部件, 其运动过程为滚珠和螺纹管道相对运动而不断产生位移, 滚珠丝杠在运动过程中所受的摩擦力很小, 目前大部分精密传动设备都采用滚珠丝杠进行动



力传递。综上，滚珠丝杠机构选取合适与否，直接关系到整个平台能否实现高精密的对位精度。

确定滚珠丝杠副的导程  $P_n$  可以得到总扭矩

$$P_n = \frac{V_{\max}}{in_{\max}} \quad (5)$$

式中：

$V_{\max}$ ——升降台最大进给速度(mm/min)， $V_{\max} = 3000$  mm/min；

$n_{\max}$ ——电机驱动时的最高速度(r/min)， $n_{\max} = 6000$  r/min。

通过连轴器参数，查阅文献可得  $i = 1$ 。

计算得：

$$P_n = \frac{V_{\max}}{in_{\max}} = 5 \text{ mm} \quad (6)$$

在滚珠丝杠的选型过程中，主要是对滚珠丝杠的选择和对选择的丝杠副性能的验算，在滚珠丝杠的选择过程中，必须对其最大轴向载荷  $F_{\max}$ 、使用寿命  $T$ 、丝杠的转速  $n$  以及丝杠的运行状态进行计算。

1) 滚珠丝杠轴向进给力

$$F_m = KF_y + f'(F_c + W) = 1.15 \times 307.2 + 0.06(640 + 1000) = 451.45 \text{ N} \quad (7)$$

式中：

$W$ ——移动结构的重量， $W = 1000$  N；

$f'$ ——移动构件摩擦因数， $f' = 0.06$ ；

$K$ ——颠覆力矩影响系数， $K = 1.15$ 。

2) 平均转速计算

在最大进给力作用下，选取进给最高转速的一半作为丝杠进给速度  $V_s$ (r/min)。由电机参数知  $V_{\max} = 3000$  mm/min，所以  $V_s = 1/2V_{\max} = 1500$  mm/min。选取丝杠导程  $P_n = 5$  mm，则通过计算可知滚珠丝杠平均转速。

3) 使用时间计算

滚珠丝杠额定使用时间  $t = 5000$  h，则其计算使用时间：

$$L = \frac{60nt}{10^6} = \frac{60 \times 3000 \times 5000}{10^6} = 900 \text{ h} \quad (8)$$

滚珠丝杠副承受的最大当量动载荷的计算。

根据工作负载  $F_m$ 、寿命  $L$  求得滚珠丝杠副的最大当量动载荷

$$C_m = \frac{\sqrt[3]{LF_m f_w}}{f_a} = \frac{\sqrt[3]{900 \times 451.45 \times 1.2}}{1} = 3412.962 \text{ N} \quad (9)$$

式中：

$f_w$ ——平台精度系数， $f_w = 1$ ；

$f_a$ ——平台运动系数， $f_a = 1.2$ 。

4) 拉伸或压缩变形量

$$\delta_1 = \frac{\Delta P_n}{P_n} L \text{ 又 } \Delta P = \pm \frac{F_m P}{EA} = \pm \frac{451.45 \times 5}{2.1 \times 10^5 \times 1} = 0.902 \times 10^{-4} \text{ mm} \quad (10)$$

故：

$$\delta_1 = \frac{\Delta P_n}{P_n} L = \frac{0.902 \times 10^{-4}}{5} \times 200 = 2.706 \times 10^{-4} \text{ mm} \quad (11)$$

式中:

$E$ ——杨氏弹性模量,  $\text{N/mm}^2$ 。

5) 滚珠与螺纹滚道间的接触变形

由于预紧力的作用, 移动件发生接触变形, 变形量为

$$\delta_2 = 0.0013 \frac{F_m}{\sqrt[3]{d_w F_y \Sigma^2}} \quad (12)$$

式中:

$\Sigma$ ——滚珠数量;

$j$ ——滚珠螺母圈数,  $j = 2.5$ ;

$k$ ——列数,  $k = 2$ ;

$z$ ——每圈螺纹滚道内滚数。

$$z = \frac{\pi d_0}{d_w} = \frac{\pi \times 15}{3.175} \quad (13)$$

可得:

$$\Sigma = zjk = \frac{\pi \times 15}{3.175} \times 2 \times 2.5 = 74.17 \quad (14)$$

取整为 74。

$$\delta_2 = 0.0013 \frac{F_m}{\sqrt[3]{d_w F_y \Sigma^2}} = 0.0023 \text{ mm} \quad (15)$$

因丝杠有预紧力, 接触变形可缩小到原来的一半, 故实际接触变形量:

$$\delta'_2 = \frac{1}{2} \delta_2 = 0.00115 \text{ mm} \quad (16)$$

丝杠结构总的变形量远小于丝杠直径和长度, 可忽略不计, 故丝杠刚度满足要求。对丝杠顶端的端套进行预紧, 由于滚动丝杠运动过程中不会发生失稳的现象, 故不需要进行稳定性校核。

### 4.3. 轴承的选型

根据前文计算以及已知条件, 将一对角接触球轴承开口相对放置, 内部套在内轴承套上, 整体再放入外轴承套里, 接着用连接套固定在外轴承套内。对轴承进行受力分析可知, 角接触球轴承主要受到轴向力, 基本不受到径向力, 这也是选择角接触球轴承的原因。根据《机械设计手册第二卷》[8], 由 SolidWorks 软件计算三维模型得, 停机坪大约重量 50 kg, 选取可接受范围最重无人机约 60 kg, 总重量 110 kg。由《机械设计手册第三卷》[9], 当量动载荷  $P = F_a = 720 \text{ N}$ , 最小轴向载荷:

$$F_{\text{amin}} \geq A \left( \frac{n}{1000} \right)^2 \quad (17)$$

初选  $d = 30 \text{ mm}$ , 计算可得最小载荷 800 N。

轴承寿命系数  $f_h = 2.89$ , 速度因数  $f_n = 1.86$ , 由于无冲击或轻微冲击, 冲击载荷因数, 取  $f_d = 1.1$ , 由于工作温度低于  $200^\circ\text{C}$ , 温度因数  $f_T = 1.0$ 。

$$C = \frac{f_h f_m f_d}{f_n f_T} P < C_T \quad (18)$$

取力矩载荷因数  $f_m = 2$ ，基本额定动载荷。

$$\begin{aligned} C_a &= 13.2 \text{ kN} > C = 720 \text{ N} \\ C_{0a} &= 19 \text{ kN} > C = 720 \text{ N} \\ F_{amin} &\geq 800 \text{ N} \end{aligned} \quad (19)$$

额定静载荷  $C_0 = P_0 = 7200 \text{ N}$ ，选用代号为 71903AC 角接触球轴承。

$$\begin{aligned} C_a &= 13.2 \text{ kN} > C = 720 \text{ N} \\ C_{0a} &= 19 \text{ kN} > C = 720 \text{ N} \\ F_{amin} &\geq 800 \text{ N} \end{aligned} \quad (20)$$

轴承在工作中承受最小载荷 800 N，故轴承不需要预紧。

## 5. 结论

对无人机自动起降与回收平台进行了工作流程及功能设计、供电结构设计、停机坪结构设计、硬件系统和软件系统设计，有利于解决无人机野外起降防雨防尘以及存在的续航时间短等问题，不仅保证了无人机可正常工作，而且提升其应用能力的上限，也为今后相关产品设计开拓思路。本文查阅资料设计零件具体的尺寸并对主要零件进行校核，可使设计的升降平台满足市场所有中小型多旋翼无人机的承载要求。根据所计算的尺寸利用 SolidWorks 软件绘制相应的零部件，并装配具体的驱动机构、传动机构以及执行机构和选择标准零件型号，为实现无人机的起降提供了结构方案。

## 参考文献

- [1] 高伟, 刘洪伟, 王伟, 常志伟, 李洲. 多旋翼无人机多功能起降辅助平台的研制[J]. 山东电力技术, 2019, 46(2): 70-73.
- [2] 高嘉浩, 庞皓元, 庞土荣, 等. 智能续航四旋翼飞行器充电平台[J]. 机电工程技术, 2016, 45(11): 36-40.
- [3] 耿寒, 杨海威, 张益霖, 惠大新. 面向架空输电线路的小型无人机巡检起降平台设计[J]. 吉林电力, 2018, 46(4): 45-47.
- [4] Peng, Z.B. (2020) Real-Time Attitude Estimation for High-Speed UAV in High-Frequency Environmental Dithering Based on AMCF. In: Sun, J., Yang, C., Xie, J., Eds., *China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2020 Proceedings: Volume I. CSNC 2020. Lecture Notes in Electrical Engineering*, Springer, Singapore. [https://doi.org/10.1007/978-981-15-3707-3\\_9](https://doi.org/10.1007/978-981-15-3707-3_9)
- [5] 宋晨晖, 程子啸. 行业应用场景下无人机无人值守自动起降机场的设计[J]. 机电工程技术, 2022, 51(9): 208-211.
- [6] 刘新超, 林振霞, 郁梦婷, 孙维浩, 赵军帅, 王凯, 任成昊, 王斌. 基于 SolidWorks 的无人机起降平台设计[J]. 科技与创新, 2021(8): 25-28. <https://doi.org/10.15913/j.cnki.kjycx.2021.08.008>
- [7] 张延芝. 一种三自由度车载无人机升降调平装置研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(5): 219-221. <https://doi.org/10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2021.05.060>
- [8] 成大先. 机械设计手册第 2 卷[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [9] 成大先. 机械设计手册第 3 卷[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.