# 多旋翼无人机自动收放起落架的设计与分析

杨小龙　张泽远　王重洋　赵琪琪[通讯作者]
（中国石油大学（北京）克拉玛依校区　新疆　克拉玛依　834000）

**摘要：**针对多旋翼无人机自动收放起落架研究较少，本文基于曲柄滑块机构，设计了一种可自动收放的起落架结构。首先根据多旋翼无人机的结构和曲柄滑块的几何特征，初步确定各构件尺寸。然后，通过运动分析建立了自动收放的起落架机构的运动学模型，并在多体动力学软件 ADAMS 中建立了起落架机构仿真分析模型，对理论分析进行了验证。结果表明：设计的自动收放起落架在角速度为 45°/s 的单驱动输入下，2.8s 即可稳定完成完整收放动作，起落架驱动摆动角度范围为 57° ～ 122°，支撑杆收放角度范围为 5° ～ 90°，可以很好地适应旋翼无人机的整体结构。

**关键词：**多旋翼无人机；自动收放起落架；曲柄滑块机构；运动学分析；ADAMS

## 0　引言

随着我国科学技术的蓬勃发展，航空工业领域也不断发展完善，近几年多旋翼无人机被越来越多的学者重视并研究。和其他类型无人机相比，多旋翼无人机具有结构简单、破环性小、运动姿态多样等优点，因此广泛应用于农业植保、摄影航拍、环境检测等领域，有很好的发展前景。

多旋翼无人机的起落架是作为承载机身质量、应对地面复杂降落环境和保持无人机稳定的重要结构部件，其设计尤为重要。

目前大多数多旋翼无人机的起落架都是固定式起落架，而日益多样化的任务给多旋翼无人机带来了更加艰巨的挑战，可以自动折叠收放的起落架凸显出优势。

因此，本文设计了一种基于曲柄滑块组合机构的自动收放起落架结构，兼顾了稳定性、便捷性、低功耗等特点。

## 1　起落架设计

本文设计的自动收放起落架结构主要为平面偏置曲柄滑块机构和平面对心曲柄滑块机构的空间垂直组合。由恒定角速度的舵机驱动平面偏置曲柄滑块机构的曲柄在一定范围内摆动，使滑块沿导轨往复运动，平面对心曲柄滑块机构将滑块的直线往复移动转化为曲柄的摆动，即起落架支撑杆的收放运动，如图 1 所示。

起落架结构简图如图 2 所示。其中机构 Ⅰ 为 *xOy* 平面内的偏置曲柄滑块机构，机构 Ⅱ 为 *yOz* 平面内的对心曲柄滑块机构，两个机构以滑块为同一构件组合在一起，为了方便研究，将机构 Ⅱ 在空间中以 x 坐标轴为轴心旋转至 *yOz* 平面内进行分析。

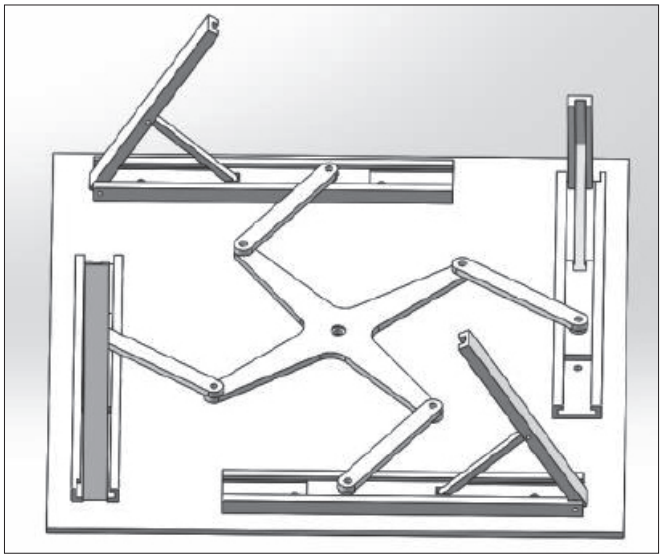

图 1　起落架实体模型

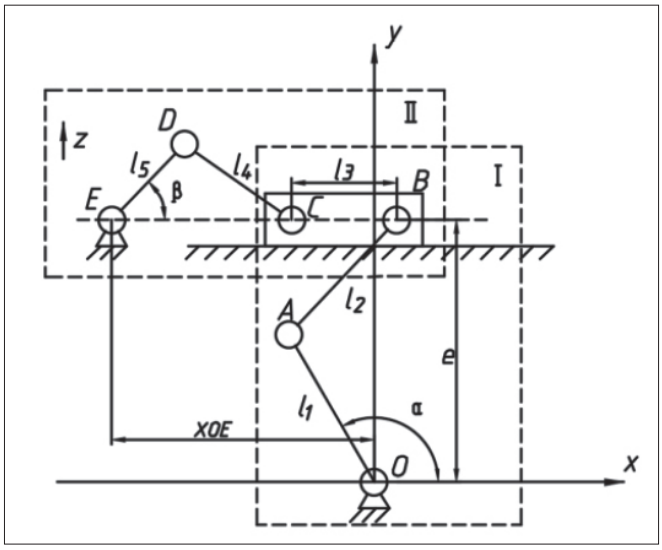


图 2　自动收放起落架结构简图

其中 $O$、$E$ 为固定铰链，A ～ D 为活动铰链；$OA$、$AB$、$CD$、$DE$ 为直杆，$BC$ 为滑块，滑块在导轨中运动；$\alpha$、$\beta$ 分别为曲柄 $OA$、$DE$ 的转角；$l_1$、$l_2$、$l_4$、$l_5$ 为直杆长度，$l_3$ 为滑块长度；$e$ 为机构 Ⅰ 的偏距，$x_{OE}$ 为铰链 $E$ 和原点 $O$ 在 $x$ 轴上的距离。OA 杆为驱动输入的曲柄，经过连杆和滑块的传动，使 $DE$ 杆以铰链 $E$ 为圆心摆动，$DE$ 杆在 $D$ 端延伸即为起落架的支撑脚。

参考多旋翼无人机结构特征，选取 4 个支撑脚的间距为 200mm × 200mm，结合曲柄滑块机构特性，选取结构设计尺寸如表所示。选取输入舵机的角速度 $\omega_1$=45°/s，逆时针转动起落架打开，顺时针转动起落架关闭。

表　结构设计参数

| 尺寸参数 | 数值 /mm |
|---|---|
| 曲柄 $l_1$ | 65 |
| 连杆 $l_2$ | 60 |
| 滑块 $l_3$ | 50 |
| 连杆 $l_4$ | 75 |
| 曲柄 $l_5$ | 50 |
| 偏置 $e$ | 100 |
| $x_{OE}$ | 100 |

计算组合机构的自由度为：

$$F=3\times n-2\times P_L-P_h \tag{1}$$

式中：$F$—机构的自由度；

$n$—构件数；

$P_L$—机构中的低副数，低副包括移动副和转动副；

$P_h$—高副数。

构件数为 5，转动副为 6，移动副为 1，由公式（1）计算得自由度为：

$F$=3 × 5-2 ×（6+1）=1

所以，该机构有 1 个确定的运动。

## 2　运动学分析

### 2.1　极限位置分析

在机构 Ⅰ 中建立 $xOy$ 坐标系，如图 3 所示。其中曲柄 $OA$ 以角速度 $\omega_1$ 往复摆动时的最小转角 $\alpha_{min}$≈38°，最大转角 $\alpha_{max}$≈142°，该机构的极位夹角 $\theta$≈89°。

在机构 Ⅱ 中建立 $x'Ey'$ 坐标系，如图 4 所示。其中 $\omega_2$ 为支撑杆 $ED$ 以 $E$ 为圆心往复摆动的角速度，$\beta_1$、$\beta_2$ 为支撑杆 $ED$ 的最小转角和最大转角，$\gamma_1$、$\gamma_2$ 为机构 Ⅰ 的传动角。多旋翼无人机的起落架通常垂直于地面，在机构 Ⅰ 的运动范围内需要使支撑杆 $ED$ 在 0° ～ 90° 内摆动，滑块 $BC$ 为主动件，当 $\beta$=0°，曲柄 $ED$ 处于死点位置，故设计时选择最小转角 $\beta_1$=5°。

在组合机构中，计算得传动角 $\gamma_1$≈39°，$\gamma_2$≈42° 具有良好的传动性能。当支撑杆转角 $\beta$=5° ～ 90°，驱动角速度 $\omega_1$=45°/s 时，计算得驱动杆 $OA$ 的摆动角度

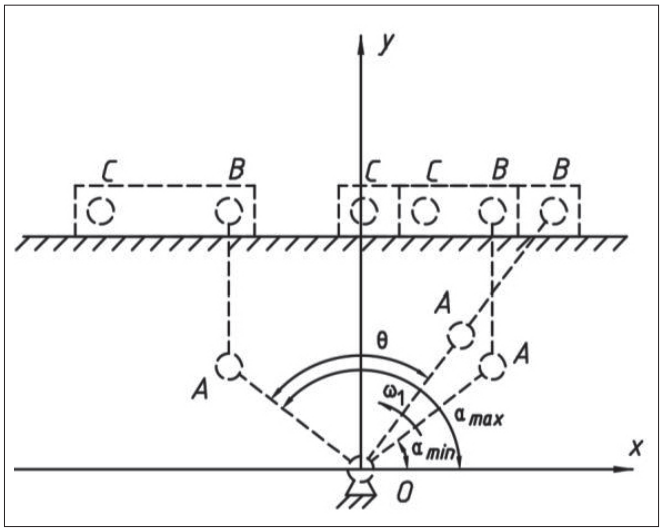


图 3　机构 Ⅰ 简图

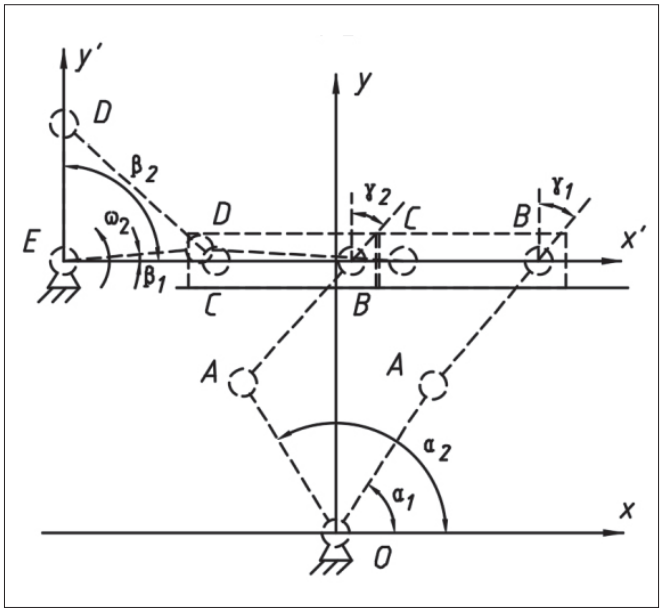


图 4　组合机构简图

$\alpha$≈57° ～ 122°，起落架支撑杆完全展开或折叠的时间为 1.4s。

### 2.2　机构 Ⅰ 运动学分析

分析组合机构的运动规律，在图 4 所示的组合机构中，$A$ 点的坐标为 $[l_1\cos(\omega_1 t), l_1\sin(\omega_1 t)]$，设 $B$ 点坐标 $(x_B, e)$，以 $A$ 为圆心，以 $l_2$ 为半径的圆与直线 $x=e$ 的交点即是 $B$ 的坐标，有

$$\left(x_B-l_1\cos(\omega_1 t)\right)^2+\left(e-l_1\sin(\omega_1 t)\right)^2=l_2^2 \tag{2}$$

得到滑块 $BC$ 的位移表达式 $x_B$ 为

$$x_B=l_1\cos(\omega_1 t)+\sqrt{l_2^2-\left(e-l_1\sin(\omega_1 t)\right)^2} \tag{3}$$

将公式（3）对时间 $t$ 求一阶导数，得到滑块的运动速度表达式 $v_B$ 为

$$v_B=-\omega_1 l_1\sin(\omega_1 t)+\frac{\omega_1 l_1\cos(\omega_1 t)\sigma}{\sqrt{l_2^2-\sigma^2}} \tag{4}$$

将公式（4）对时间 $t$ 求二阶导数，得到滑块的运动速度表达式 $a_B$ 为

$$a_B = -\omega_1^2 l_1 \cos(\omega_1 t) + \frac{w}{u} \tag{5}$$

其中

$$w = \sqrt{u}\left(-\omega_1^2 l_1 \sigma \sin(w_1 t) - \rho^2\right) - \frac{\rho^2 \sigma^2}{\sqrt{u}}$$

$$u = \sqrt{l_2^2 - e - l_1 \sin^2(\omega_1 t)}$$

$$\rho = \omega_1 l_1 \cos(\omega_1 t)$$

$$\sigma = e - l_1 \sin(\omega_1 t)$$

### 2.3　机构Ⅱ运动学分析

分析机构Ⅱ的几何特征，在 $xOy$ 平面内，通过公式(3)求出滑块 $C$ 点的横坐标 $x_C$，已知 E 点的坐标为 $(x_{OE}, e)$，得到 $C$ 点和 $E$ 点的间距为：

$$|CE| = x_B - l_3 + x_{OE} \tag{6}$$

在△ $CDE$ 中，$CD$、$DE$、$CE$ 的长度已知，利用余弦定理求解角度 $\beta$ 得：

$$\beta = \arccos \frac{|CE|^2 + l_5^2 - l_4^2}{2|CE| l_5^2} \tag{7}$$

将 $|CE|$ 视为因变量，将公式（6）对 $|CE|$ 求一阶导数，得到支撑杆 $DE$ 的角速度 $\omega_2$ 为：

$$\omega_2 = -\frac{4|CE|^2 l_5 - 2l_5\left(|CE|^2 + l_5^2 - l_4^2\right)}{4|CE|^2 l_5^2 \sin\beta}$$

对公式（7）求二阶导数得到支撑杆 $DE$ 的角加速度 $\varphi$ 为：

$$\varphi = \frac{-1}{16|CE|^4 \sin^2\beta}\Big\{16|CE|^2 l_5^3 \sin\beta - \Big(8|CE| l_5^2 \sin\beta + 4|CE|^2 l_5^2 \omega_2 \cos\beta\Big)\Big[4|CE|^2 l_5 - 2l_5\left(|CE|^2 + l_5^2 - l_4^2\right)\Big]\Big\}$$

在主动曲柄 $OA$ 角速度 $\omega_1$ 的条件下，机构运动范围中任意时刻 $t$，都能求出滑块 $BC$ 的位置，进而可以求出起落架支撑杆 $DE$ 的位置。

绘制出支撑杆 $DE$ 在 5° ～ 90° 之间变化的角度、角速度、角加速度的图像如图 5 所示。

从图 5 所示支撑杆 $DE$ 角度变化曲线可以看出，支撑杆的角度随着时间的变化近似线性变化；角速度变化曲线可以看出支撑杆 $DE$ 角速度随着时间的变化先减小后增大，在 $t$=2s 取得最小值为 0.91rad/s；角加速度变化曲线可以看出角加速度随着时间变化逐渐增加，增大趋势先减小后增大，增大为 0.048rad/s$^2$, 整个运动过程角加速度较小，机构运动平稳。

## 3　ADAMS 运动学仿真

为验证驱动机构理论分析的合理性，建立起落架的简化三维模型，将模型导入到 ADAMS 软件中进行仿真，如图 6 所示。

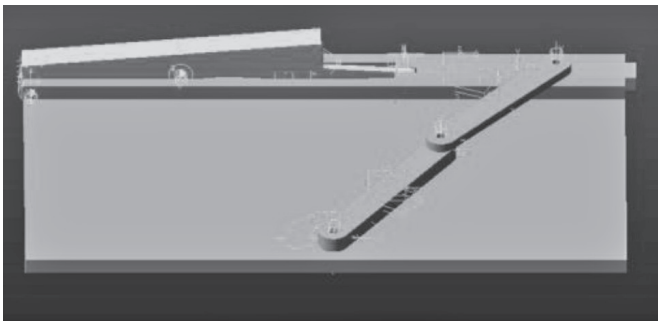

图 6　ADAMS 中的简化模型

在机构Ⅰ曲柄处的转动副添加驱动，设置驱动摆动角度范围为 57° ～ 122°，角速度为 45° /s，在机构Ⅱ曲柄处添加运动图像绘制，得到起落架支撑杆在 5° ～ 90° 的运动图像，仿真出的实际图像和同样条件下的理论图像对比如图 7 所示。

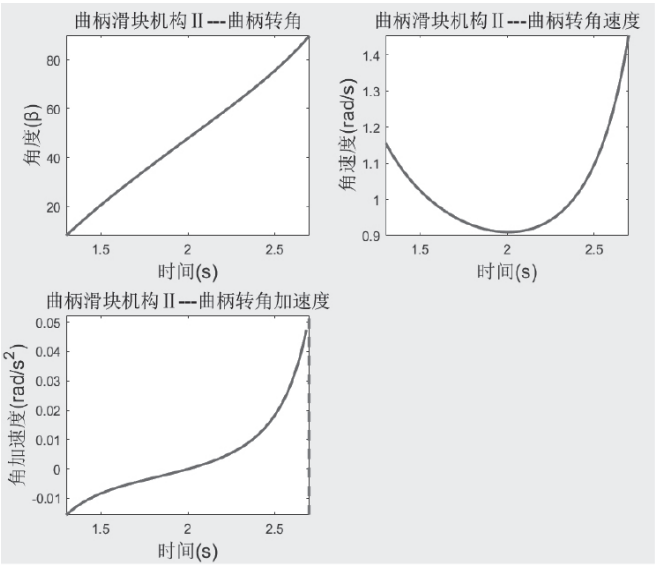


图 5　支撑杆 DE 变化曲线

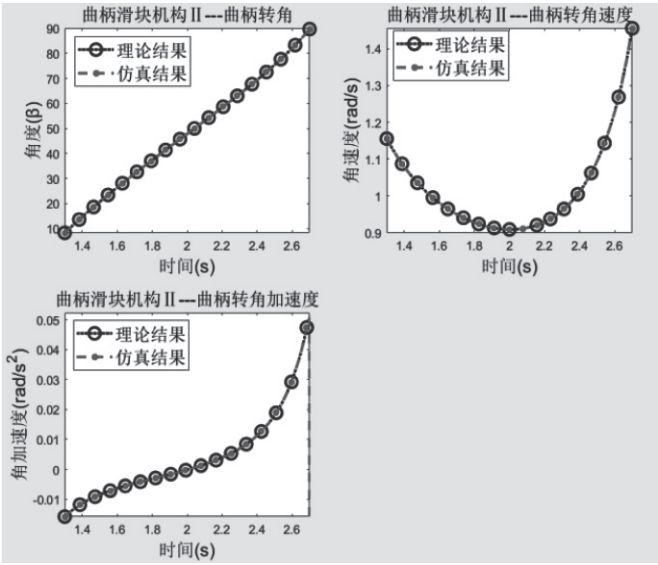


图 7　支撑杆的角加速度变化

对比分析得知仿真结果和理论计算结果一致，支撑杆在 5° ～ 90° 范围内摆动角度连续平滑，角速度和角加速度变化没有突变，运动过程平稳可靠。

## 4 结语

本文通过分析目前多旋翼无人机的发展现状，设计了一种单输入的多旋翼无人机自动收放起落架，进行了运动学分析。然后使用建立了机构三维模型，并在 ADAMS 中进行仿真分析，得到如下结论：

（1）基于曲柄滑块组合机构的起落架自动收放过程平稳可靠，在单驱动的条件下就能使 4 个支撑脚独立收放。

（2）仿真结果和运动学分析结果一致，验证了结构的可行性。

（3）起落架驱动角度范围 57° ～ 122°，收放角度范围 5° ～ 90°，驱动角速度为 45°/s 时，2.8s 即可完成一次完整收放，可以很好地适应目前多旋翼无人机的结构需求。

**参考文献：**

[1] 代君，管宇峰，任淑红．多旋翼无人机研究现状与发展趋势探讨 [J]. 赤峰学院学报（自然科学版），2016,32(16):22-24.
[2] 岳基隆，张庆杰，朱华勇．微小型四旋翼无人机研究进展及关键技术浅析 [J]. 电光与控制，2010,17(10):46-52.
[3] 于翔，徐洋．多旋翼无人飞行器结构设计分析 [J]. 中国设备工程，2018(20):111-112.
[4] 王伟，马浩，徐金琦，等．多旋翼无人机标准化机体设计方法研究 [J]. 机械设计与制造，2014(05):147-150.
[5] 王宇恒．多旋翼无人机的发展历程及构型分析 [J]. 科技传播，2019,11(22):142-144.
[6] 耿其东，方志国．偏置式曲柄滑块机构仿真与运动分析 [J]. 机械工程与自动化，2011(03):49-51+54.
[7] 刘俊．曲柄滑块机构动力学研究 [J]. 上海电机学院学报，2006(04):24-28.

**作者简介：**杨小龙（2000.04-），男，回族，宁夏吴忠人，本科，研究方向：机械设计制造及其自动化。

（上接第 4 页）

表 6 轴承寿命计算结果

| 轴承编号 | 轴承 1 | 轴承 2 | 轴承 3 | 轴承 4 | 轴承 5 | 轴承 6 | 轴承 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 综合寿命 ($10^4$km) | 234 | 495 | 258 | 368 | 417 | 949 | 1349 |

## 5 结语

（1）通过对齿轮箱体、齿轮强度校核、齿轮修形、轴承寿命计算和润滑与密封的控制，提高了产品的可靠性和安全性，这正是轨道车辆 RAMS 所要求的。

（2）在齿轮箱设计中，通过对齿轮箱设计关键技术的控制，使设计过程在可控范围进行，提升了设计的成功率，为类似产品开发提供经验、缩短开发周期、节约成本都有积极的意义。

**参考文献：**

[1] 朱孝录．齿轮传动设计手册 [M]. 北京：化学工业出版社，2004.
[2] 中车戚墅堰机车车辆工艺研究所有限公司．广东高铁齿轮箱的运用特点及其温升控制策略 [C].2018 全国齿轮技术研讨会技术交流文集，2018.
[3] 白洪金，张金美，姚剑浩．齿轮传动的噪音分析及减噪设计 [J]. 装备制造技术，2010(01):169-170+172.
[4] 赵永翔，杨冰，彭佳纯，等．铁道车辆疲劳可靠性设计 Goodman-Smith 图的绘制与应用 [J]. 中国铁道科学，2005,26(06):6-12.

**作者简介：**唐贤忠，男，高级工程师，研究方向：机车车辆传动部件设计与开发。