

# 运载火箭垂直回收着陆系统

■ 北京中科宇航技术有限公司 王英诚  
中国科学院力学研究所 杨毅强  
北京中科宇航技术有限公司 张瑞 杨浩亮

针对可重复使用运载火箭垂直回收软着陆问题,本文提出了一种运载火箭垂直回收着陆系统的理论设计原理,可用于开展着陆系统构型设计和支腿设计;基于有限元开展了动力学仿真并验证了所提出的设计原理的正确性。该设计原理未来可用于运载火箭垂直回收着陆系统的设计与优化。

## 一、概述

美国太空探索技术 (SpaceX) 公司成功发射“猎鹰”9火箭并实现一子级垂直回收,成为世界上第一家掌握入轨可重复使用火箭技术的商业公司。基于可重复使用火箭技术,SpaceX大幅降低火箭发射成本,突破了火箭产能限制,实现了火箭的高频发射,引领了低轨星座互联网的建设浪潮。作为火箭重复使用的关键技术之一,“猎鹰”9的着陆支腿技术(见图1)也遥遥领先,其所采用的铰链三角形着陆支腿方案,由主支撑腿、副支撑腿、缓冲装置和动力驱动装置组成。在上升段,垂直回收着陆支腿收缩于箭体尾部,回收段在动力驱动装置的作用下实现回收支腿的解锁、展开和锁紧。着陆过程中,支腿缓冲和吸收箭体在着陆时产生的巨大冲击能量,确保箭体结构完整和



图1 “猎鹰”9的回收支腿

稳定着陆。对比传统火箭,着陆支腿的质量是直接影响火箭运载能力的关键参数,因此,运载火箭着陆支腿设计的基本要求是合理地设计着陆支腿的构型、刚度、强度和缓冲能力,以最小的质量代价实现总体设计约束下的火箭垂直着陆功能。

目前,国内可重复使用火箭技术尚处于研制阶段,其中关键技术之一的着陆技术仍在深入探索和工程化研制阶段。本文以“猎鹰”9的铰链三角形着陆支腿为例,介绍一种运载火箭垂直回收着陆系统基本设计原理,结合有限元开展动力学仿真验证方法的有效性,未来可用于运载火箭垂直回收着陆支腿的设计与优化。

## 二、运载火箭垂直回收着陆系统设计原理

为保证可重复使用火箭安全稳定着陆,运载火箭垂直回收着陆系统在上升段应能收拢、压紧,满足火箭飞行气动要求,在返回段可顺利解锁,着陆时应避免出现倾倒、翻滚和触地反弹等问题,缓冲器可有效吸收、消耗大部分冲击能量,确保最大过载低于规定值,保证火箭结构及重要设备安全。此外,支腿还应该具有足够的刚度和强度,防止在碰撞过程中被损坏。

箭体着陆过程中,若箭体质心沿重力方向的投影始终落在支腿连线的内切圆内,则箭体不会翻倒,如图2所示。当支腿跨度一定时,支腿数量越多,支腿连线的内切圆的面积会越大,箭体的着陆稳定性就越好。由几何拓扑可知,当支腿数量超过4个时,支腿连线的内切圆的面积增量减小,支腿的机构复杂度和质量将大幅增加。因此,4腿式着陆方案是火箭垂直回收的最优方案。

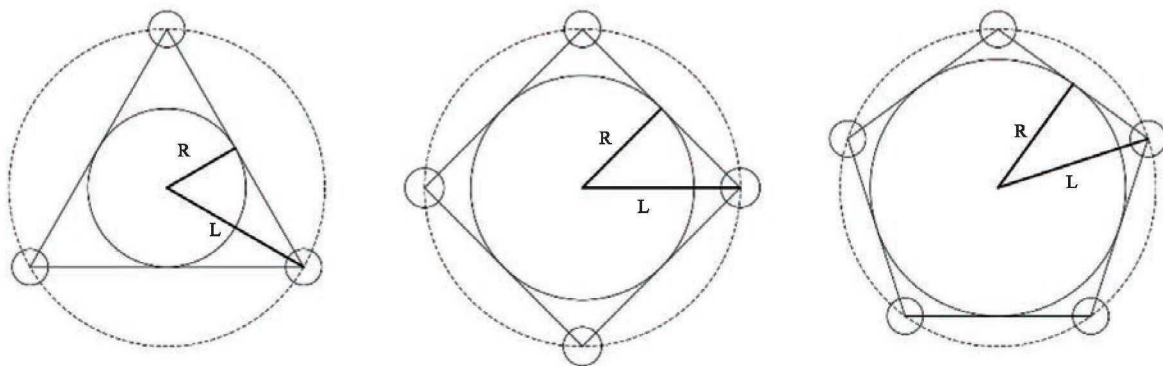


图2 着陆稳定多边形



在不考虑缓冲吸能、尺寸变形和侧滑的前提下,根据能量守恒原理推导出当箭体以一定倾角 $\theta$ 着陆时的着陆稳定性:

$$\begin{cases} mgdH \geq \left[ \frac{1}{2}mV_x^2 + \frac{1}{2}mV_y^2 + \frac{1}{2}J\omega^2 \right] \\ dH \leq [H / \cos(\theta + \vartheta)] (1 - \cos\theta) \\ R = H \tan(\theta + \vartheta) \\ L = R / \cos 45^\circ \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $m$ 为箭体着陆质量,  $V_x$ 为箭体垂向速度,  $V_y$ 为箭体水平速度;  $J$ 为箭体转动惯量,  $\omega$ 为箭体转动角速度;  $dH$ 为质心上升高度,  $H$ 为箭体质心高度,  $L$ 为支腿的最大跨度,  $\theta$ 为箭体主支腿与主支腿上支点与下支点连线的夹角,  $R$ 为火箭倾覆时质心离开的临界半径。

确定支腿的最大跨度后,结合火箭的设计约束完成构型设计。其中,最主要的设计约束是支腿的质量约束,因此需要计算出着陆载荷,并进行反复迭代获得最优解(见图3—图4)。

火箭着陆时会承受巨大的冲击载荷,为了保证火箭实现平稳安全着陆,应降低冲击载荷对火箭的影响,即需要在支腿上安装缓冲器,实现着陆缓冲吸能(见图5)。缓冲器是火箭着陆支腿设计中的重要部件,也是保证火箭回收成功的关键。运载火箭垂直着陆支腿可选的缓冲器如表1所示。

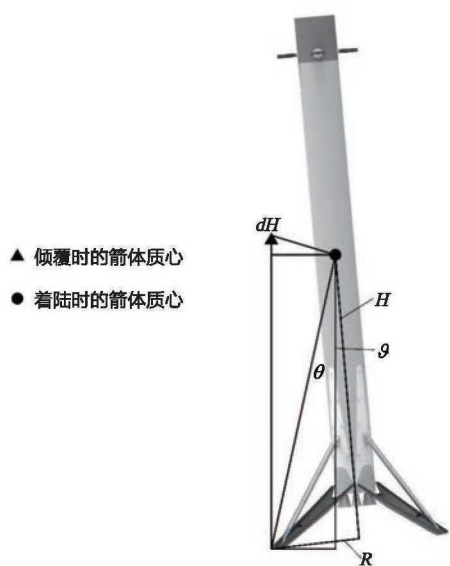


图3 双腿着陆倾覆几何状态

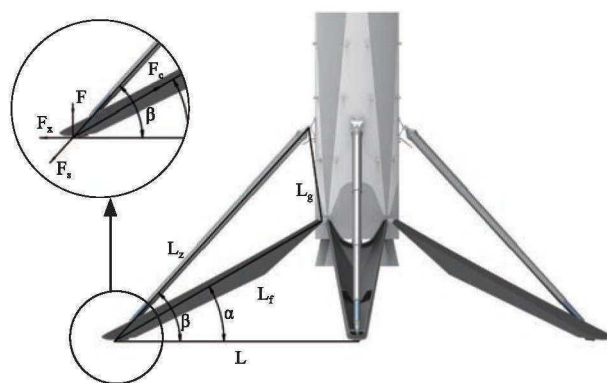


图4 着陆载荷分解示意图

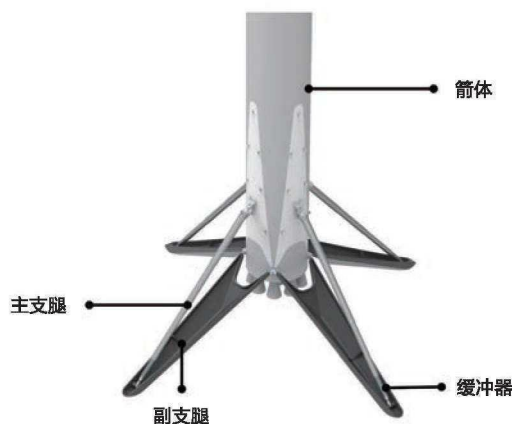


图5 着陆支腿构造图

表1 可选缓冲器类型与优缺点

| 类型     | 优点                                  | 缺点                           |
|--------|-------------------------------------|------------------------------|
| 液压缓冲器  | 缓冲过程稳定可靠, 阻尼性能好, 不易反弹, 效率高, 可长期重复使用 | 液压油的密封和温度控制较为困难, 难以在月球等外空间使用 |
| 铝蜂窝缓冲器 | 强度高、重量轻、变形大, 良好的耐热性、耐腐蚀性, 可靠性高      | 不可精确控制缓冲力, 一次性使用             |
| 机械式缓冲器 | 环境适应性强, 抗冲击能力强, 压缩变形后可恢复, 可反复使用     | 阻尼性能差, 质量易控制                 |
| 磁流变缓冲器 | 变形可恢复, 安全可靠, 缓冲力可控                  | 目前还处于研究阶段, 技术还不成熟            |

当着陆速度一定时, 过载与缓冲器的工作行程、缓冲器使用功量曲线效率系数成反比。设计缓冲器时, 箭体以小倾角着陆时应按4腿着陆考虑, 并计算

着陆过程中的势能增量(见图6)。

$$N_{\max} = K_1 \cdot K_2 \cdot \frac{V_z^2}{1.68\eta l g \varphi} \quad (2)$$

式中,  $V_z$ 为箭体着陆速度,  $\eta$ 为缓冲器使用功量曲线效率系数, 取 $\eta = 0.65 \sim 0.7$ ;  $l$ 为缓冲器工作行程;  $K_1 = 1.1$ , 考虑缓冲器填充参数容差的影响;  $K_2 = 1.1$ ,  $\varphi$ 为主支腿与主支点与辅助支点(此处主支点为主支腿与箭体的交点, 辅助支点为副支腿与箭体的交点)的夹角, 考虑过载起转与回弹引起支柱变形的影响。

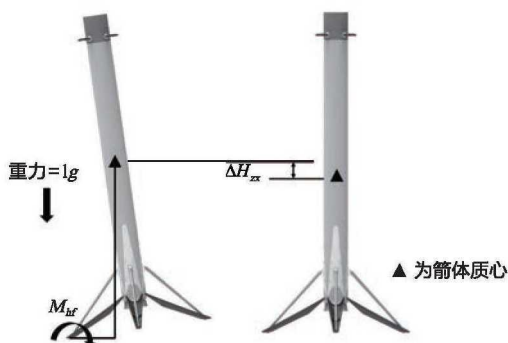


图6 恢复力矩示意图

假设着陆过程中无弹跳, 缓冲过程均匀减速, 由4腿的载荷 $F_s$ 和缓冲器行程可推导出缓冲器的刚度为 $K = \frac{F_s}{l}$ 。对于箭体质量和着陆速度为 $M$ 和 $V_z$ 的箭体, 着陆过程主要依靠阻尼耗散动能, 于是有 $\frac{1}{2}MV_z^2 \approx \frac{1}{2}V_h C_d l$ (由能量定理近似得出, 此过程忽略能量方程中的 $Mgl$ 和 $\frac{1}{2}K_s l^2$ 项), 单个缓冲器的刚度 $C = \frac{1}{C_d} = \frac{MV_z^2}{4V_h l}$ (由几何关系得出)。

### 三、火箭着陆支腿设计与仿真验证

火箭着陆参数如表2所示, 采用铰链三角形着陆

表2 火箭着陆参数

| 参数                          | 指标   |
|-----------------------------|------|
| 箭体质量/kg                     | 2000 |
| 横向转动惯量/(kg·m <sup>2</sup> ) | 3000 |
| 着陆轴向速度/(m/s)                | 4    |
| 着陆横向速度/(m/s)                | 1    |
| 横向转动角速度/(rad/s)             | 0.01 |
| 质心高度/m                      | 18   |
| 箭体半径/m                      | 1.85 |
| 着陆最大倾角/(°)                  | ≤5   |
| 着陆过载/g                      | ≤5   |

支腿的垂直回收着陆系统主要由主支腿、副支腿和缓冲器三大部分组成。

由火箭着陆参数可以求得支腿的最小跨度为20.5m。在此基础上设计火箭支腿的基本构型为 $\beta = 48^\circ$ (主支腿与水平面夹角),  $\alpha = 30^\circ$ (副支腿与水平面夹角),  $\varphi = 110^\circ$ ,  $l_g = 4.15\text{m}$ (主支点与辅助支点的连线长度),  $l_z = 12.4487\text{m}$ (主支腿长度),  $l_f = 10.4448\text{m}$ (副支腿长度)。着陆载荷与着陆姿态和着陆速度相关, 以单腿 $5^\circ$ 倾角着陆时, 箭体设计最大过载为 $N_x = 5g$ , 摩擦系数为 $\xi = 0.15$ 。由静力平衡方程可求得单腿和四腿的理论载荷如表3所示, 其中 $F_s$ 为主支腿力,  $F_C$ 副支腿力,  $F_x$ 为水平摩擦力。

表3 火箭着陆载荷

| 载荷       | 单腿着陆   | 四腿着陆  |
|----------|--------|-------|
| 当量质量/kg  | 2000   | 500   |
| $F_s$ /N | 232500 | 62715 |
| $F_C$ /N | 152870 | 44213 |
| $F_x$ /N | 14700  | 3675  |

根据几何关系, 单腿 $5^\circ$ 倾角着陆时, 质心下沉高度 $\Delta H_{zx} = 0.84\text{m}$ , 着陆速度 $V_z = 5.784\text{m/s}$ 。缓冲器的工作行程为 $l = 300\text{mm}$ 。箭体速度由 $V_z = 5.784\text{m/s}$ 变为 $V_{xm} = 0\text{m/s}$ 的作用时间为 $t_{ys}$ 的可运动平衡方程, 可得缓冲器压缩时间 $t_{ys} = 1.7221\text{s}$ , 故其平均压缩速度为 $V_h = 0.1742\text{m/s}$ , 由此可得阻尼为 $C = 5.534 \times 10^4 \text{Ns/m}$ 。此外, 可求出缓冲器刚度为 $K = 2.09 \times 10^5 \text{N/m}$ , 进一步计算得到最大过载为 $N_{\max} = 4.9257g$ , 设计满足要求。

在开展运载火箭支腿设计时, 需要考虑以不同姿态、不同速度着陆的性能, 若单纯采用理论方法分析, 将花费大量的时间和精力。随着有限元技术的发展, 原本复杂的问题变得简单, 通过合理的等效、建模和仿真, 将大大节约优化设计时间。开展火箭着陆支腿的着陆运动学仿真采用显式动力学法, 核心的难点在于物理模型的有效简化和参数的正确设置。建立如图7所示的火箭子级有限元模型。箭体、副支腿、连接支耳和着陆地面均采用壳单元并定义为显式刚体, 箭体的质量特性通过对显式刚体的参考点、定义点、质量点实现。箭体、主支腿和副支腿之间的铰接关系, 缓冲器等效刚度为 $K = 2.09 \times 10^5 \text{N/m}$ 和阻尼 $C_d = 5.534 \times 10^4 \text{Ns/m}$ 。定义着陆支腿与地面的接触关

系，摩擦系数为0.15。在载荷设置中加载1g重力加速度场。通过给定初始速度为 $V_x = 4\text{m/s}$ （箭体水平速度）， $V_y = 1\text{m/s}$ （箭体垂向速度）， $\omega = 0.01\text{rad/s}$ （箭体转动角速度）。

箭体着陆过程的仿真结果如图8所示，从运动过程可以看出，箭体着陆平顺，无反弹无侧移。

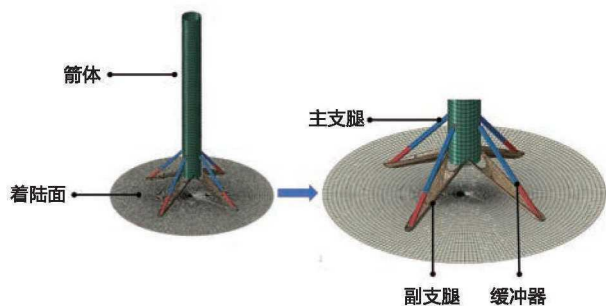


图7 有限元模型

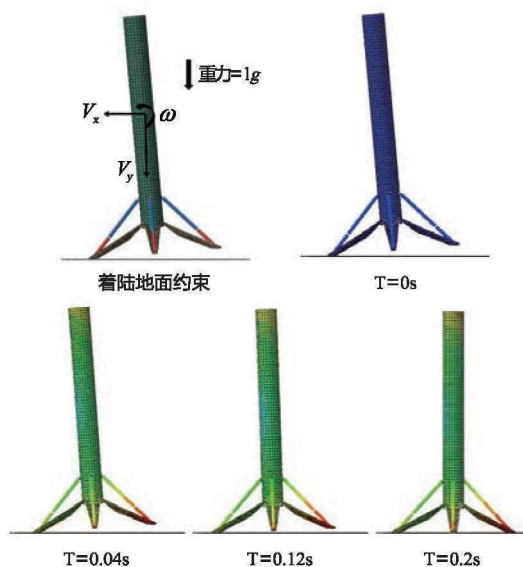
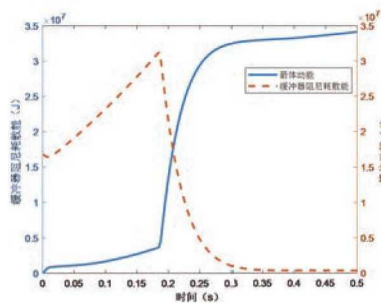
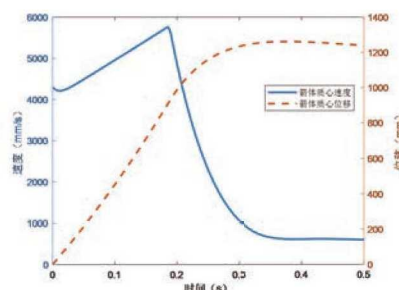


图8 仿真着陆过程

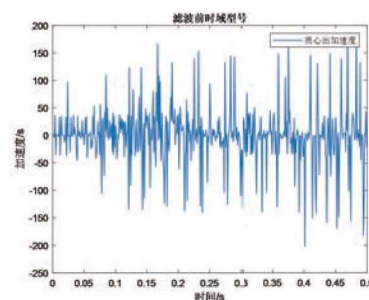
仿真结果如图9所示，箭体的动能先降低，随后在重力场的作用下逐渐将势能转化为动能，4个支腿同时着陆，缓冲器的阻尼力快速做功消耗动能。箭体质心的位移和速度结果显示箭体落地平稳、无反弹。4腿同时着陆时的速度为5.718m/s，略小于理论计算结果 $V_z = 5.784\text{m/s}$ ，主要原因是单腿触地过程中缓冲器会作功消耗部分能量。箭体质心加速度如图9(c)所示，对其进行5Hz低通滤波后可以得到图9(d)的箭体过载加速度，箭体过载加速度不大于5g，与设计水平相当。



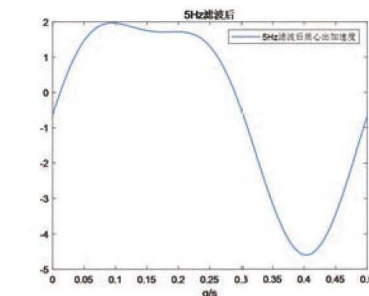
(a) 动能与阻尼耗散



(b) 质心速度和位移



(c) 滤波前质心加速度



(d) 滤波后质心加速度

图9 着陆过程箭体动能和势能变化趋势

#### 四、结束语

本文提出了一种运载火箭垂直回收着陆系统的理论设计原理。通过开展动力学数值仿真分析验证了该原理的合理性，后续将应用到可重复使用运载火箭垂直着陆系统的设计和优化中。 **中国航天**