

# 运载火箭垂直回收着陆支腿设计与仿真

Design and Simulation of Vertical Recovery Landing Leg of Carrier Rocket

王英诚<sup>1</sup>, 杨浩亮<sup>1</sup>, 张瑞<sup>1</sup>, 明爱珍<sup>1</sup>, 杨毅强<sup>2</sup>

Wang Ying-cheng<sup>1</sup>, Yang Hao-liang<sup>1</sup>, Zhang Rui<sup>1</sup>, Ming Ai-zhen<sup>1</sup>, Yang Yi-qiang<sup>1</sup>

(1.北京中科宇航技术探索有限公司,北京 100076;2.中国科学院力学研究所,北京 100080)

**摘要:** 针对可重复使用运载火箭垂直回收软着陆问题,提出了一种运载火箭垂直回收着陆支腿的基本设计方法,该设计方法以运载火箭的着陆动力学为基础,推导出了火箭垂直回收支腿的构型设计公式,在此基础上,研究了可重复使用运载火箭垂直回收着陆支腿的着陆缓冲系统设计的基本原理。在此基础上,针对具体的工程案例,开展了着陆支腿设计和有限元仿真,验证了所提出的设计方法的正确性。该设计方法未来可用于运载火箭垂直回收着陆支腿的设计与优化。

**关键词:** 运载火箭;火箭垂直回收;软着陆缓冲

**中图分类号:** V421.1;TB533 **文献标识码:** A

## 0 引言

美国太空探索技术公司(SpaceX)成功发射Falcon-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的商业公司<sup>[1-4]</sup>。基于可重复使用火箭技术,Space X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,Falcon-9的着陆支腿技术也遥遥领先,其所采用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稳定着陆<sup>[5]</sup>。对比传统火箭,着陆支腿的重量被视为“死重”,是直接影响到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<sup>[6]</sup>,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,如图1所示。



图1 Falcon-9的回收支腿

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Falcon-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。

## 1 火箭着陆支腿设计基础

为保证可重复使用火箭安全稳定着陆,运载火

收稿日期: 2022-10-22

作者简介: 王英诚,高级工程师,固体、液体运载火箭总体设计师。参与以力箭一号为代表的多型运载火箭研制工作。现任北京中科宇航技术有限公司创新中心技术副总经理,主要从事方向为火箭总体设计、载荷环境、结构设计、仿真试验。

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展,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,保证火箭结构以及重要设备安全。此外,支腿还应该具有足够的刚度和强度,防止碰撞过程损坏。

## 2 着陆稳定性

### 2.1 概述

如图 2 所示,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,则箭体则不会翻倒。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将越大,箭体的着陆稳定性就越好。由几何拓扑可知,当支腿数量超过四个时,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,四腿式着陆方案是火箭垂直回收的最优方案。

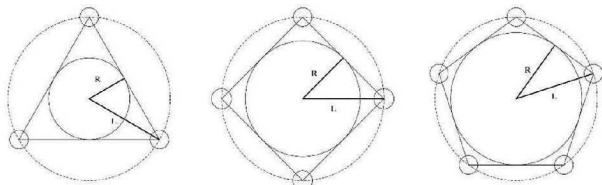


图 2 着陆稳定多边形

### 2.2 着陆稳定性判据条件

四腿式铰链三角形着陆支腿的展开支腿半径对结构的着陆稳定性有直接关系,在不考虑缓冲吸能、尺寸变形和侧滑的前提下,由能量法得到满足着陆稳定的条件见公式(1)。

$$\begin{cases} W_D = \frac{1}{2}mV_z^2 + \frac{1}{2}J\omega^2 \Rightarrow W_D \leq W_H \\ W_H = mg\delta H \end{cases} \quad (1)$$

式中: $m$  为垂直返回级着陆质量, $V_z = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$  为垂直返回级着陆速度, $V_x$  为试验垂向速度, $V_y$  为水平速度。 $J$  为转动惯量, $\omega$  为箭体的转动角速度, $W_D$  为垂直返回级具有的初始动能, $W_H$  为危险工况下垂直返回级着陆重心上升到最高处增加的势能, $\delta H$  为垂直返回级重心最大上升高度。

如图 3 所示,为避免箭体倾覆,着陆时箭体质心应在半径为  $R$  的稳定多边形内切圆内。

为着陆过程中,双腿着陆为箭体最严酷工况,

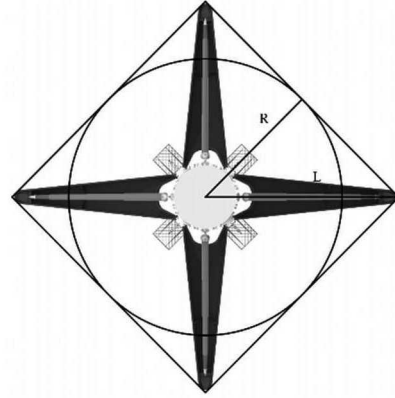


图 3 着陆支腿稳定半径

即为箭体最小稳定半径,假设箭体以倾角  $\vartheta$  着陆,可以达到稳定半径为:

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

式中: $dH$  为质心上升高度, $H$  为箭体质心相对于支腿底部的高度,如图 4 所示。

假定初始状态下主支腿与着陆平面夹角为  $\beta$ ,副支腿与着陆平面夹角为  $\alpha$ ,主副支腿连线与副支腿夹角为  $\varphi$ ,支腿着陆示意如图 5 所示。其中主支腿和辅助支腿长度可按公式(3)计算得出。

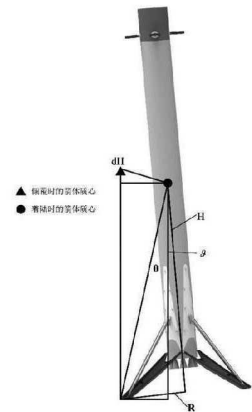


图 4 双腿着陆倾覆几何状态

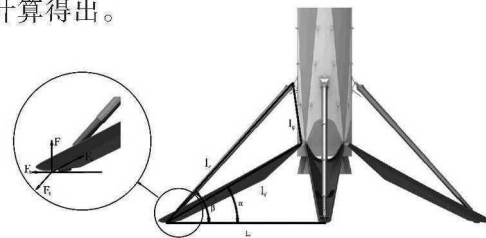


图 5 着陆几何尺寸

$$\begin{cases} l_z = (L - r) / \cos \beta \\ l_z^2 = l_g^2 + l_f^2 - 2l_g l_f \cos \varphi \end{cases} \quad (3)$$

## 3 着陆支腿缓冲器设计

火箭着陆时,会承受巨大的冲击载荷,为了保证火箭最终实现平稳安全着陆,降低冲击载荷对火

箭的影响,需要给支腿内安装缓冲器,从而实现着陆缓冲吸能,支腿缓冲器是火箭着陆支腿设计中的关键组成部分,是保证火箭回收成功的关键。

### 3.1 着陆载荷

火箭着陆载荷可由静力平衡方程计算得到。以如图 6 所示的 1-2-1 单腿着陆为例,假定着陆点处的摩擦力为  $F_x$ ,其力的方向为水平向(落地时的姿态和水平方向有关,若摩擦力方向不在面内,可投影至水平面参与计算),着陆过程中,主支腿受压,力的大小为  $F_c$ ,辅助支腿受拉,力的大小为  $F_s$ 。陆面对着陆支腿的法向载荷为  $F$ 。则根据力的平衡公式有:

$$\begin{cases} F_s \times \cos(\beta) = F_c \times \cos(\alpha) + F_x \\ F_s \times \sin(\beta) = F + F_c \times \sin(\alpha) \\ F_x = F \times \xi \\ F = NMg \end{cases} \quad (4)$$

式中: $M$  为当量质量,  $M = \frac{m}{n}$ ,  $m$  为箭体质量,  $n$  为着陆支腿的数量。

着陆过程中,着陆支腿载荷是动态变化的,由公式(4)其传力系数为:

$$\varphi = \frac{F_s}{F} = [1 - \xi \cdot \tan \alpha] [\sin(\beta) - \tan \alpha \cos \beta]^{-1} \quad (5)$$

当箭体以不同的姿态着陆时,其载荷的计算过程相同,本论文不再赘述。

### 3.2 缓冲器分类

运载火箭垂直着陆支腿的缓冲器和优缺点,如表 1 所示<sup>[11-12]</sup>:

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, 难以在月球等地外空间使用
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、重量易控制
磁流变缓冲器	变形可恢复, 安全可靠, 缓冲力可控	但目前还处于研究阶段, 技术还不成熟

### 3.3 缓冲器工作行程设计

工作行程是缓冲器的重要设计指标。为获取该指标,首先基于能量方程获取箭体的下沉行程:

$$Sn_s Nmg = \frac{1}{2} m V_z^2 + mgS \quad (6)$$

式中: $S$  为箭体的下沉行程,  $n_s$  为缓冲着陆系统的等效效率, 取 0.65;  $m$  为箭体结构的重量,  $N$  箭体着陆时箭体产生的过载, 为总体设计参数,  $V_z$  为箭体结构的合速度, 对于带倾角着陆时应考虑姿态高度势能转化为动能的部分。

根据公式(6)可求得下沉距离  $S$ , 进一步,由箭体的几何关系可知,在着陆过程中,副支腿为的长度不变,其与陆面夹角  $\alpha$  逐渐变小。假设下沉到底后的夹角为  $\alpha_m$ ,副支腿的长度为  $l_f$  则有:

$$l_f \sin(\alpha_m) - l_f \sin(\alpha) = S \quad (7)$$

由公式(7)可推导出  $\alpha_m$ , 进一步可以得到主支腿的压缩了为:

$$\begin{cases} l_z^2 = l_g^2 + l_f^2 - 2l_g l_f \cos \varphi \\ l_{zm}^2 = l_g^2 + l_f^2 - 2l_g l_f \cos(\varphi - \Delta\alpha) \\ \Delta l = l_z - l_{zm} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $l_g$  为主副支腿连线长度,  $l_z$  为主支腿长度,  $l_{zm}$  为主支腿压缩后长度,  $\varphi$  主副支腿连线长度与副支腿投影线的夹角,  $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_m$ 。

由公式(8)可推导出缓冲器的理论长度  $\Delta l$ 。缓冲器的设计长度通常在理论长度增加 25.4mm, 即:

$$l = \Delta l + 25.4 \quad (9)$$

### 3.4 运载火箭垂直着陆过载设计

假设着陆时刻箭体的重量为  $m$ (kg), 当量质量为  $M$ (kg), 当量质量与着陆腿的数量有关,假设着陆时  $n$  只腿同时着陆,则有:

$$M = \frac{m}{n} \quad (10)$$

箭体着陆速度  $V_z$ , 缓冲器的吸收着陆使用功量  $A$  为:

$$A = \frac{1}{2} \cdot M \cdot V_z^2 \quad (11)$$

考虑功量储备,缓冲器的最大功为着陆使用功量的 1.56 倍,即缓冲器设计的最大功量为:

$$A_m = 1.56A \quad (12)$$

由缓冲器的使用功量曲线可知

$$A_h = A_m = \eta \cdot L_h \cdot F_s \quad (13)$$

式中: $\eta$  为缓冲器使用功量曲线效率系数, 取  $\eta = 0.65 \sim 0.7$ ;  $F_s$  为使用功下的垂直载荷, 缓冲系统总压缩量  $L_h$ , 可取缓冲器设计最大行程  $l$  的 84%,  $L_h = 0.84l$ ;

联立(4)、(11)、(12)和(13)可以得到:

$$N = \frac{V_z^2}{1.68\eta l g \varphi} \quad (14)$$

考虑缓冲器填充参数容差的影响,放大系数取  $K_1=1.1$ ,考虑过载起转与回弹引起支柱变形的影响,取放大系数  $K_2=1.1$ ,预示可以得到箭体的最大过载为:

$$N_{\max} = K_1 \cdot K_2 \cdot N \quad (15)$$

由公式可知,缓冲的过载设计与缓冲器的工作行程、 $\eta$  为缓冲器使用功量曲线效率系数正相关,获得更小的着陆过载,就需要提升缓冲器的工作行程或提高缓冲器的效率。

### 3.5 缓冲器等效参数指标

在设计缓冲器刚度时,无论几只腿首先着陆均按四腿着陆考虑,如图 6 所示,当箭体以一定姿态角度着陆时,将在重力作用下将产生恢复力矩,使箭体在较短的时间实现二次触地。若按单腿考虑设计刚度容易造成箭体在二次触地时会出现刚度过大的情况。此外,着陆速度要考虑着陆过程中的势能增量,即箭体将在重力作用下增加下沉高度为  $\Delta H_{zx}$ :

$$\frac{1}{2} m V_z^2 = \frac{1}{2} m V_x^2 + \frac{1}{2} m V_y^2 + mg \Delta H_{zx} \quad (16)$$

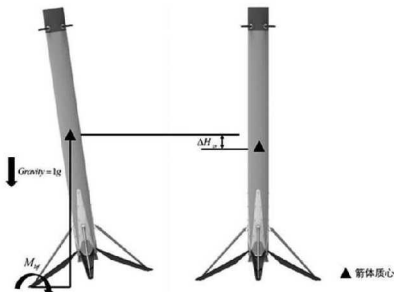


图 6 恢复力矩示意图

考虑到回收火箭缓冲支柱压缩行程最大时刻,回收火箭的过载系数最高。在整个着陆缓冲过程中主要依靠阻尼耗散动能:

$$\begin{cases} F_s = Kl \\ \frac{1}{2} M V_z^2 \approx \frac{1}{2} V_h C_e l \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} K = \frac{F_s}{l} \\ C_e = \frac{M V_z^2}{V_h l} \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $K$  为等效刚度,  $F_s$  为四腿着陆时的载荷,  $V_h$  为缓冲器的等效压缩速度。

$$C_e = \frac{M V_z^2}{V_h l} \quad (18)$$

单个支腿上的缓冲器为  $C_d = \frac{C_e}{4}$ , 着陆支腿缓冲

器缓冲力特性为:

$$F_{hc} = C_d \dot{l} + Kl \quad (19)$$

## 4 火箭着陆支腿设计与仿真验证

### 4.1 输入参数

仿真验证案例的火箭着陆参数如表 2 所示, 基于该参数, 设计了支腿的基本构型并开展着陆动力学仿真。

表 2 火箭着陆参数

名称	符号	单位	数值
垂直返回子级质量	$m$	kg	2000
横向转动惯量	$J$	kg/m <sup>2</sup>	3000
着陆轴向速度	$V_x$	m/s	4
着陆横向速度	$V_y$	m/s	1
横向转动角速度	$\omega$	rad/s	0.01
箭体质心高度	$H$	m	18
箭体半径	$r$	m	1.85
着陆最大倾角	$\vartheta$	°	$\geq 5$
着陆过载	$N$	g	$\geq 5$

### 4.2 理论设计

箭体采用铰链三角形着陆支腿方案, 由主支腿、副支腿和缓冲器三大部分组成。由公式(2)可以求得支腿的最大跨度应不小于 20.5m。在此基础上设计火箭支腿的基本构型为  $\beta=48^\circ, \alpha=30^\circ, \varphi=110^\circ$ ,  $l_g=4.15m, l_s=12.4887m, l_f=10.4448m$ , 如图 7 所示。

着陆支腿着陆载荷与箭体着陆姿态和初始速度相关, 以 1-2-1 单腿  $5^\circ$  倾角姿态着陆举例。箭体设计最大过载为  $N=5g$ , 摩擦系数为  $\xi=0.15$ 。可求得单腿和四腿的理论载荷如表 3 所示。

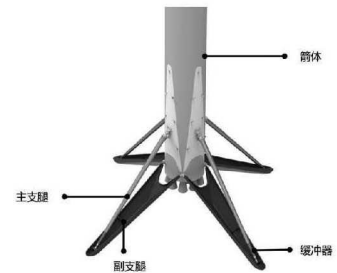


图 7 铰链三角形着陆支腿方案示意图

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,  $5^\circ$  倾角着陆时, 质心下沉高度为  $\Delta H_{zx}=0.84m$ , 结合表 2 中的火箭着陆参数, 容易求出得到着陆速度  $V_z=5.784m/s$ 。下沉距离  $S=0.7586m$ , 缓冲器行程  $l=300mm$ 。对于单腿着陆工况, 箭体的

当量质量为  $M=2000\text{kg}$ , 则设计缓冲器吸收着陆使用功量  $A=33455\text{J}$ ,  $N_{\text{max}}=4.9257\text{g}$ , 设计满足要求。假设达到下沉到最低位时速度为  $V_{\text{zm}}=0\text{m/s}$ , 假设作用时间为  $t_{\text{ys}}$ , 可建立运动方程:

$$\begin{cases} V_z^2 - V_{\text{zm}}^2 = 2aS \\ V_z^2 - 0.5at_{\text{ys}}^2 = S \end{cases} \quad (20)$$

推导出压缩时间  $t_{\text{ys}}=1.7221\text{s}$ , 可计算出弹簧的平均压缩速度为  $V_{\text{弹簧}}=0.1742\text{m/s}$ 。

$$C_e = \frac{MV^2}{V_e l} = 2.2135e5 (\text{Ns/m}) \quad (21)$$

等效阻尼均分至四个缓冲器上, 单个缓冲器的阻尼为:  $C_d=5.534e4 (\text{Ns/m})$ 。此外, 还求出缓冲器刚度为  $K=2.09e5 (\text{N/m})$ 。

### 4.3 着陆动力学仿真

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正确的设置。建立如图 8 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

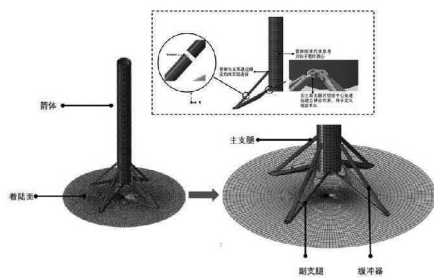


图 8 有限元模型

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  $K=2.09e5\text{N/m}$  和阻尼  $C_d=5.534e4\text{Ns/m}$ 。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  $1\text{g}$  重力加速度场。

通过给定初始速度为  $V_x=4\text{m/s}$ ,  $V_y=4\text{m/s}$ ,  $\omega=0.01\text{rad/s}$ 。箭体着陆过程的仿真结果如图 9 所示, 从运动过程可以看出, 箭体着陆平顺, 无反弹无侧移。

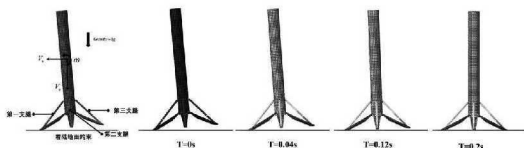
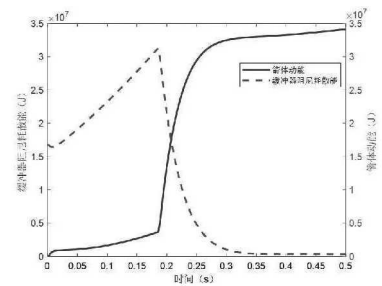
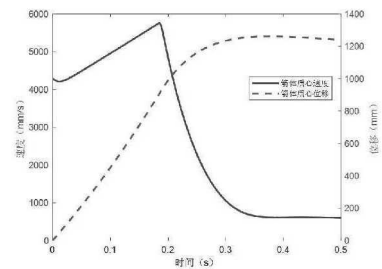


图 9 仿真着陆过程

如图 10 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, 四个支腿同时着陆, 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。四腿同时着陆时的速度为  $V_z=5.718\text{m/s}$ , 略小于理论计算结果, 主要原因是单腿触地过程中缓冲器会作功消耗部分能量。



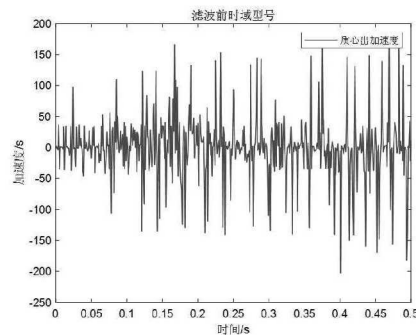
(a) 着陆过程箭体动能和势能变化趋势



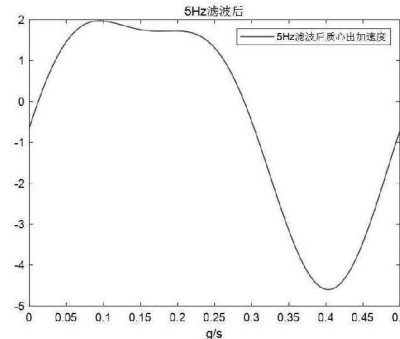
(b) 着陆过程箭体动能和位移变化趋势

图 10 着陆过程箭体运动变化趋势

箭体质心加速度如图 11(a) 所示, 仿真结果中包括了丰富的高频加速度信息。进行 5Hz 低通滤波后可以得到图 11(b) 的箭体质心过载加速度, 箭体过载加速度不大于  $5\text{g}$ , 与理论设计水平相当。



(a) 滤波前质心加速度



(b) 滤波后质心加速度

图 11 质心加速度

滤波后的第一支腿轴向力的结果如图 12 所示,首先支撑触地后压缩受力,箭体在重力作用下箭体绕着陆点转动。支腿受力逐渐减小,当箭体二次触时,支腿再次压缩,达到峰值后逐渐恢复至静止状态。

如图 13 所示,动力学模型中主支腿采用了梁单元,可直接获取主支腿在落振过程中受到的应力,可以用于开展结构优化设计。

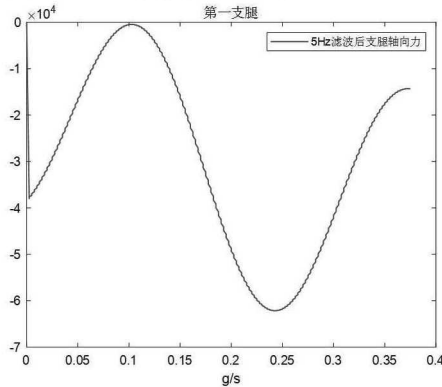


图 12 着陆载荷

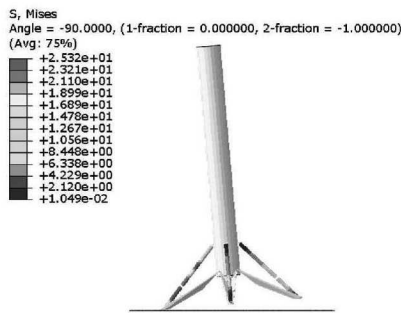


图 13 主支腿应力

## 5 结论

本文给出了推导出了火箭垂直回收支腿的构型设计公式,在此基础,研究了可重复使用运载火箭垂直回收着陆支腿的着陆缓冲系统设计的基本原理。在此基础上,针对具体的工程案例,开展了着陆支腿设计和有限元仿真,验证了所提出的设计方法的正确性。该设计方法未来可用于运载火箭垂直回收着陆支腿的设计与优化。

### 参考文献

[1] 单文杰,代坤,康斯贝.美国猎鹰-9 可重复使用火箭方案

研究[J].国际太空,2012,12:15-19.

- [2] 庞之浩.回收火箭的重要意义与关键技术[J].科技导报,2016,1:15-19.
- [3] 王铁兵,朱雄峰,崔朋,等.国外运载火箭发射技术创新发展路线分析[J].国际太空.2022,521:40-45.
- [4] 崔乃刚,吴荣,韦常柱,等.垂直起降可重复使用运载器发展现状与关键技术分析[J].宇航总体技术,2018,2(2):27-42.
- [5] 高泽迥.飞机设计手册第 14 册起落着陆系统设计[M].航空工业出版社,2012.
- [6] 王辰,王小军,张宏剑,张希,王江,季宝锋.可重复使用运载火箭发展研究[J].飞航导弹,2018(09):18-26.
- [7] 毕春莹.可回收火箭平行四边形形式着陆机构设计及稳定性分析[D].哈尔滨工业大学,2016.
- [8] Harold H, George A. Apollo Lunar Module Landing Dynamics[J]. AIAA-2000-1678.
- [9] 王闯,邓全全,高海波,刘荣强.国内外月球着陆器研究状况[J].导弹与航天 运载技术,2006,4:31-36.
- [10] 曹志杰.国外可重复使用运载器近期进展[J].国际太空,2005,11:22-29.
- [11] Vergnolle J F. Soft landing impact attenuation technologies review. Washington: The 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. AIAA, 1995.
- [12] [G. P. Allen, R. L. Johnson. Apollo Experience Report Luna Module Landing Gear Subsystem. NASA TN D-6805.
- [13] 胡亚冰,孙毅.月球探测器软着陆机构[J].上海航天,2010,1:43-50.
- [14] 罗松柏,赵永嘉.月球软着陆动力学分析与仿真[J].北京航空航天大学学报,2012,2:185-190.
- [15] 朱汪,杨建中.月球着陆器软着陆机构着陆稳定性仿真分析[J].宇航学报,2009,30(5):1792-1796.
- [16] 庄雷.金属橡胶-铝蜂窝着陆器缓冲机构动力学特性研究[D].哈尔滨工业大学,2020.
- [17] 高泽迥.飞机设计手册第 14 册起落着陆系统设计[M].航空工业出版社,2012.
- [18] 朱汪,杨建中.月球着陆器软着陆机构着陆稳定性仿真分析[J].宇航学报,2009,30(5):1792-1796.
- [19] 孙毅,胡亚冰,刘荣强,等.月球探测器软着陆机构展开动力学仿真分析[J].宇航学报,2010,31(2):335-341.
- [20] 庞之浩.回收火箭的重要意义与关键技术[J].科技导报,2016,34(1):15-19.