

运载火箭垂直返回着陆机构构型优化与设计

李元恒¹, 张宏剑¹, 宋征宇², 章凌¹, 王辰¹, 马红鹏¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 针对运载火箭垂直返回着陆机构方案进行研究, 用图论分析、拓扑分析等方法, 对不同着陆机构设计方案进行了对比分析, 开展着陆机构构型方案优选。以高可靠性为目标, 确定了单闭环链的机构方案; 以高效率为目标, 确定了相关运动副选择方案; 兼顾考虑机构能源简化性等因素, 提出了一种基于榫锁锁定形式的新式着陆机构设计方案。研究成果可为重复使用运载火箭垂直返回着陆机构研制提供方案参考和技术支持。

关键词: 运载火箭; 着陆机构; 构型设计

中图分类号: V421.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2022)05-0470-07

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210110

引用格式: 李元恒, 张宏剑, 宋征宇, 等. 运载火箭垂直返回着陆机构构型优化与设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 470-476.

Reference format: LI Y H, ZHANG H J, SONG Z Y, et al. Configuration optimization and design of vertical landing mechanisms of reusable launch vehicles[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 470-476.

引言

运载火箭是航天运输的主要工具, 是一个国家航天运输领域综合实力的重要体现。按照规划, 中国将在2045年前全面建成航天强国。当前中国运载火箭技术在智慧化程度、可重复使用等方面与世界领先水平还存在一定差距。运载火箭未来发展以重型运载、载人运载、重复使用、商业化为主要方向^[1]。“长征八号”(CZ-8)运载火箭研制团队基于现有火箭动力系统, 开展了面向运载火箭垂直发射与垂直返回的技术攻关, 指出“长征八号R型”(CZ-8R)运载火箭实现重复使用需攻克8项关键技术, 其中包括轻质可展开着陆机构^[2-4]。为实现运载火箭高效发射与安全返回, 着陆机构需在火箭发射飞行阶段收拢并锁定, 以满足运载火箭飞行良好气动外形的要求。当运载火箭返回降落时, 着陆机构还需展开锁定, 在提供运载火箭着陆缓冲的同时提供较大的支撑面积, 大幅提高运载火箭复杂环境下的着陆稳定性^[5]。

着陆缓冲机构是运载火箭通过垂直返回实现重复使用的关键技术。中国重复使用运载火箭急需攻克着陆缓冲机构技术, 提升技术成熟度, 进一步提升重复使用运载火箭对倾斜姿态、残余速度等因素的适应能力^[6]。

如图1所示, 国内外一直以来都在开展面向重复使用航天运载器垂直发射垂直返回所需着陆缓冲机构研制。近几年, 以美国“蓝色起源”公司(Blue Origin)与“太空探索技术公司”(Space X)为代表的航天机构成功开展了多次重复使用运载火箭飞行试验, 并于2021年先后完成载人飞行并多次成功返回着陆, 实现了重复使用, 使着陆机构技术发展方向的可行性得到了进一步证明。面向垂直发射与垂直返回的重复使用运载火箭着陆机构技术的发展极为迫切。



图1 运载火箭着陆机构

Fig. 1 Launch vehicle landing mechanisms

近年来, 国内相关高校、研究所基于运载火箭垂直返回开展相关着陆机构技术研究。岳帅等^[7]以伸缩主

收稿日期: 2021-11-01 修回日期: 2022-06-12

基金项目: 中国科协学科发展项目(2019XKFZ02); 中国科协青年人才托举工程(2016QNRC001-YESS20160107); 中国科协优秀中外青年交流计划(2019293); 国家自然科学基金资助项目(11402033); 中国运载火箭技术研究院青年人才拔尖计划

腿及滚珠锁定形式开展了着陆机构设计及动力学分析, 并通过气压驱动形式实现对着陆机构伸缩展开锁定与收拢解锁。通过设计液体弹簧缓冲装置, Yue等^[8]实现了着陆机构缓冲功能设计及优化。肖杰等^[9]在着陆缓冲机构中也采用气驱能源形式并对展开驱动系统进行了仿真分析。田保林等^[10]采用折叠式主腿机构设计形式, 开展了着陆机构设计、动力学分析与实验研究。

面向重复使用运载火箭垂直返回着陆机构的研究往往与运载火箭总体设计、控制技术、发动机技术等耦合相关, 着陆机构方案设计难以在运载火箭研制总体设计初期实现精细建模与详细动力学分析。王英超等^[11]开展了简化机构动力学分析, 用以研究着陆机构对运载火箭返回着陆稳定性的影响。袁晗等^[12]基于运动学分析方法对运载火箭返回着陆稳定性进行了建模并对相关参数影响性进行了分析。采用机构学、运动学以及简化动力学分析技术, 是实现运载火箭总体方案论证与着陆机构方案论证初期较为可行的研究途径, 避免了机构详细方案设计周期对总体方案论证的影响, 也提升了机构方案前期整体论证的科学性。王辰等^[13]基于运动学方法量化分析了运载火箭传动机构间隙对传动动态性能的影响。张宏剑等^[14]采取简化动力学分析方法, 对Rocking Block运动过程中的含摩擦线碰撞动力学行为离散为多点碰撞进行了研究。朱冠宁等^[15]基于平面机构学对重复使用运载火箭着陆机构总体方案进行了优化分析并进行了动力学仿真验证。周双林等^[16]基于平面机构学对五杆柔性闭环机构进行了建模与运动分析。蔡敢为等^[17]基于机构拓扑学、胚图等研究方法对可控装载机构的构型设计进行了研究和参数优化。蔡敢为等^[18]还针对正铲液压挖掘机构开展拓扑学分析, 分析机构方案的拓扑结构特征。闫辉垠等^[19]建立多环机构系统的逆运动学模型, 对输入和输出参数之前的关系进行了研究, 实现对机构设计参数的求解。

本文以重复使用运载火箭垂直返回着陆为背景, 开展着陆机构构型研究, 对着陆机构个数、机构拓扑胚图以及各构型对比分析进行了系统研究。基于研究提出一种高效缓冲、大折展比的着陆缓冲机构设计方案。

1 着陆机构个数及分布

着陆机构除提供缓冲功能、改善运载火箭返回载荷环境外, 还需提供一定的支撑功能, 提升垂直返回着陆时的整体稳定性。如图2所示, 着陆支撑点外接分布圆半径为 R , 着陆机构数量为 n 。定义运载火箭在着陆机构支撑作用下的稳定性为着陆机构各支撑点组成的多边形面积。

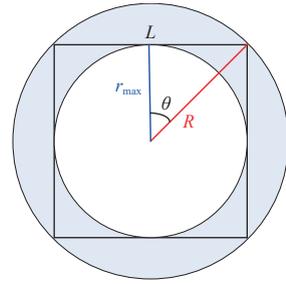


图2 着陆机构稳定性示意图

Fig. 2 Schematic diagram of stability of landing mechanism

$$w = \frac{1}{2} n R^2 \sin\left(\frac{2\pi}{n}\right) \quad (1)$$

由于箭体返回着陆姿态偏差, 箭体与地面之间的第一次碰撞都为单着陆机构碰撞, 即单个着陆机构重量仅与运载火箭返回整体质量、返回速度与姿态等信息有关。

由式(1)可得稳定性与着陆机构数量关系, 如图3所示, 简化示意设 $R = 1$ 。着陆机构的支撑面积随着着陆机构数量增加而对应增加, 着陆机构数量由3个增至4个时面积对应增加幅值最大。基于以上假设, 单个着陆机构自身质量与着陆机构数量无关, 对应单个着陆机构支撑效率 w/n 对应4个着陆机构效率最大。即面向重复使用运载火箭垂直返回着陆机构数量4个为最优, 且采用均匀对称分布对应的支撑稳定面积最大。

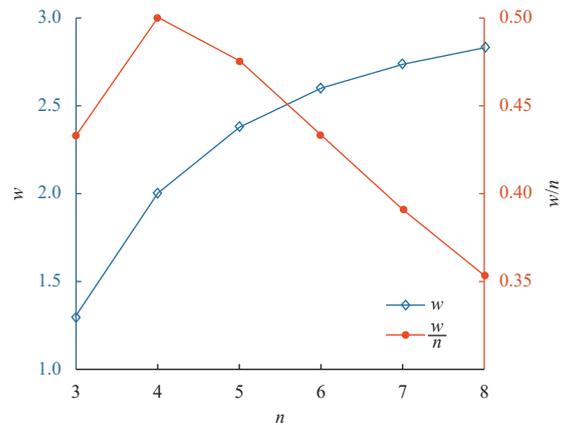


图3 支撑面积、效率与机构个数关系图

Fig. 3 Relationship between support area, efficiency and number of mechanism

2 着陆机构构型设计与对比分析

2.1 着陆机构构型综合分析

每个着陆机构可视为相对于运载火箭为平面对称, 则可采取平面简化等效模型进行着陆机构构型分析。平面内单个零件的自由度为3 (2个平动自由度和1个转动自由度)。对3自由度平面空间着陆机构进行构型综合研究, 解除与运载火箭之间连接的约束, 可

得平面四自由度机构运动链需满足

$$f = 3x - 2y \quad (2)$$

$$\sum x_i = x \quad (3)$$

其中: x 为机构运动链中构件数(机构拓扑学采取顶点数表示); y 为运动副数(机构拓扑学采取边数描述); x_i 为具有 i 个运动副的构件, $i=1, 2, 3, \dots$, 该构件称为 i 副构件; f 为机构方案整体自由度数。

由图论和欧拉公式可得

$$\sum ix_i = 2y \quad (4)$$

$$v = y - x + 1 \quad (5)$$

其中: v 为机构拓扑图中的基本回路数。为避免多回路机构形式导致机构方案过于复杂而降低其整体可靠性, 采取 $v=1$ 和 $v=2$ 两种回路的机构设计方案。采取整体自由度尽量少的机构设计方案, 以减少对应机构锁定约束的需求, 进一步提高可靠性。机构系统自由度数取为 $f=4$ 。综上可得对应机构拓扑方案, 如表1所示。

表1 着陆机构拓扑分析方案

Table 1 Topology analysis scheme of landing mechanism

f	v	y	x_2	x_3
4	1	4	4	—
4	2	7	4	2

采用机构胚胎图对着陆机构拓扑结构进行分析, 胚胎图中每个顶点表示机构元件, 每条边表示一个运动副。由图4可见, 满足着陆机构的单回路拓扑胚胎图 $v=1$ 仅存在一种胚胎形式, 双回路胚胎形式 $v=2$ 有2种。单回路胚胎由4个运动构件与4个运动副组成, 双回路需6个运动构件与7个运动副组成。双回路机构相对来说增加了过多的机构组件, 直接导致机构复杂化。为简化机构以提升着陆机构可靠性, 本文只考虑环数为 $v=1$ 的机构单回路胚胎方案。

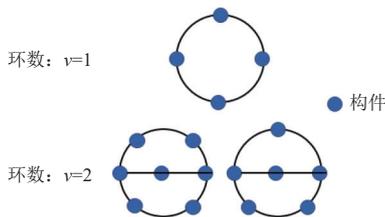


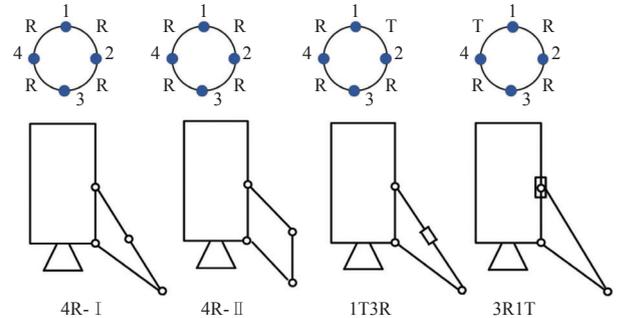
图4 着陆机构胚胎图

Fig. 4 Embryo diagram of landing mechanism

2.2 着陆机构构型方案研究

四构件四运动副组成的单回路着陆机构中采用运动副的形式以低副优先, 以避免着陆冲击下高副中的过高应力分布。平面低副主要有转动副(R)与移动

副(T)两种形式。取构件4为运载火箭箭体, 可得如图5所示4种面向运载火箭垂直返回着陆机构原理构型。其中构件3为副腿, 在实际机构设计中主要为空间组合机构, 以结构设计为主, 则为优化构件3的空间承载载荷环境, 构件3两端均采用转动副形式, 实现构件3成为二力杆承力环境。即构件3与构件2之间为转动副R, 构件3与构件4之前也为转动副R。



(a) 哈尔滨工业大学 (b) “新谢泼德” (New Shepard) (c) “猎鹰9号” (Falcon 9) (d) “新格伦” (New Glenn)

图5 着陆机构构型方案图

Fig. 5 Schematic diagram of configuration of landing mechanism

4R-I与4R-II均为四转动副机构形式, 保证了所有构件承力环境为二力杆, 但机构变形过程需要额外的动力, 机构自身动力不足。Blue Origin公司的New Shepard火箭采用4R-II机构构型, 相应地在内部增加对应电机提供着陆机构展开的能量动力。哈尔滨工业大学着陆缓冲机构采用4R-I机构构型, 相应地需增设电机伺服机构提供着陆机构展开的能量。4R方案还需设计对应锁定机构, 在机构展开到位时, 通过约束构件1与构件2之间的转动副, 实现着陆机构由单自由度机构转换为承载结构^[8]。

1T3R为一个移动副与3个转动副的机构形式, 移动副设于构件1与构件2之间。机构展开过程中可大幅利用着陆机构自身重力, 实现着陆机构的自身展开。

3R1T也为一个移动副与3个转动副的机构形式, 但移动副设置于构件1与构件4之间。移动副不利于构件1与构件4之间的二力杆力传递以及着陆机构集中力在箭体构件4上的扩散。相较于转动副, 移动副不仅占用箭体更多的连接运动空间, 也相对恶化箭体承载环境。

3 着陆机构1T3R方案设计

3.1 着陆机构整体方案设计

着陆机构1T3R机构方案整体如图6(a)所示, 主要由主腿、副腿、推杆、锁释装置和着陆盘组成。一条主腿和两条副腿组成机构主要承力部分, 4个着陆机构均匀布置在箭体四周, 如图6(b)所示。该着陆机构在火箭上升段折叠收缩紧贴箭体表面, 以减小空气阻力影响, 在着陆前机构展开以提高箭体着陆时的整体稳定性。主腿 upper端和箭体上部铰接, 旋转灵活, 主腿下端与副腿下端共同铰接到着陆盘上; 每个副腿 upper端与分别与箭体上两个下铰接点连接; 锁释装置分为两种, 一种是在箭体 upper端内壁的锁钩装置, 负责将主腿收起时锁定, 另一种是位于主腿内部的榫锁装置, 分为3级, 主要负责机构放下时状态锁定。各部分之间相互作用, 承载并传递着陆时主腿内部伸缩段之间的冲击载荷。

着陆机构的展开过程以及关键部件状态如图7所示。着陆机构处于收缩状态时, 主腿被折叠到其最小

尺寸, 并且箭体上的锁钩将其锁定到位, 这将是火箭启动, 到着陆前一直保持的状态。在火箭着陆前, 锁钩脱开, 主腿由重力和推杆同时作用逐级伸出, 并绕箭体上支点旋转; 同时副腿和着陆盘被其带动绕箭体下支点向下旋转。主腿达到最长距离后, 榫锁的锁芯弹出主腿内部限位凹槽, 主腿被锁紧, 着陆系统各部件无法移动, 处于稳定结构状态。最后着陆盘触地, 缓冲腿被压缩, 铝制蜂窝芯发生形变实现缓冲。

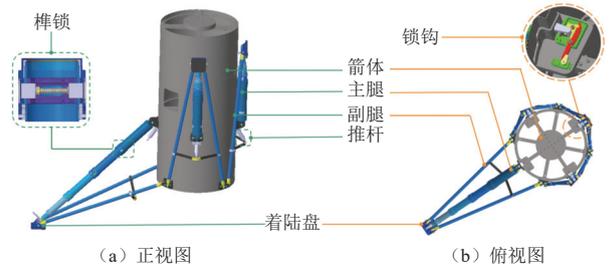


图 6 着陆机构组成示意图
Fig. 6 Schematic diagram of composition of landing mechanism

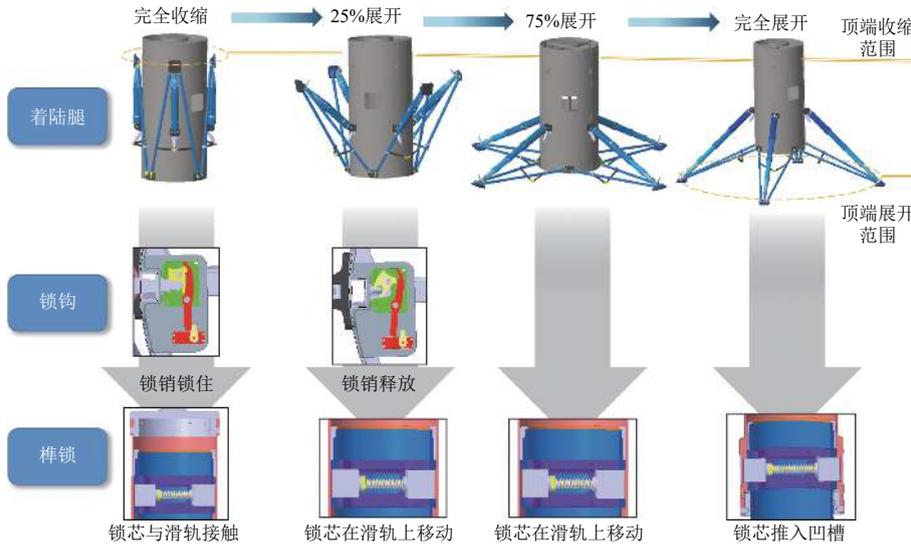


图 7 着陆机构展开过程以及关键部件状态
Fig. 7 Deployment process of landing mechanism and status of key components

3.2 着陆机构组件部分设计

着陆腿机构中的主腿共分为5级, 是一系列空心圆柱体逐级嵌套, 上端点内镶关节轴承, 下端连接关节轴承; 展开时, 主腿推出并与副腿共同支撑整个箭体。主腿伸缩收缩实现机构整体尺寸适应, 并且这种结构促成了可收放的形式, 保证了可回收的同时, 在火箭上升阶段减少阻力。每级的末端配有一个榫锁机构, 当每级主腿达到其设计的延伸长度时, 主腿将被锁紧, 无法改变长度。主腿第一节为3级铝制蜂窝芯结构, 只有在着陆力较大时蜂窝结构才起缓冲作用。主

腿展开时状态如图8所示。

榫锁机构由锁芯、滑轨、弹簧和操作盖构成, 整体是一种榫卯结构, 便于传递承受较高冲击力, 降低锁定部位应力水平。锁芯是承载降落冲击的主要承力零件, 工作时锁芯同时插入两级主腿的凹槽内, 实现锁紧功能; 滑轨通过螺钉连接被固定在内侧主腿内壁上, 锁芯通过弹簧驱动在滑轨上运动, 锁芯与主腿内壁接触面安装有聚四氟润滑块, 润滑块通过螺钉连接固定在锁芯上; 当主腿收起或放下时, 榫锁随着主腿一起运动, 当到达外侧一级主腿锁定凹槽位置时, 锁

芯被弹开，插入凹槽，阻止主腿伸缩，形成稳定支架结构；主腿表面安装有操作盖，当着陆系统收起时，需先将操作盖打开，手动将锁芯推出凹槽，实现锁存器解锁。这种榫卯结构的锁存器，相对于钢球式、销钉式等锁存器来说，锁芯与凹槽的接触面积大，可有效减少磨损，并有更强的抗剪切能力来达到有效锁定目的。榫锁结构如图9所示。

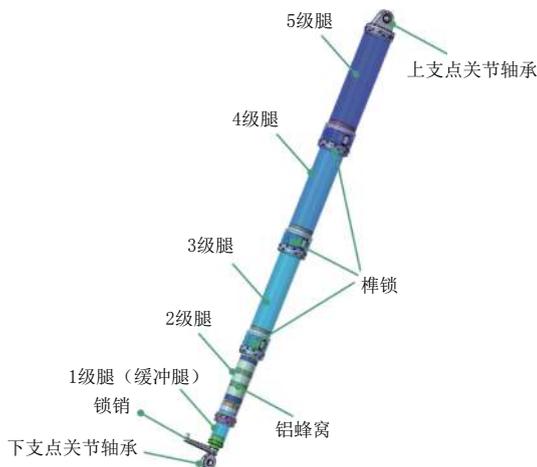


图8 主腿机构展开视图
Fig. 8 Main leg mechanism expanded view

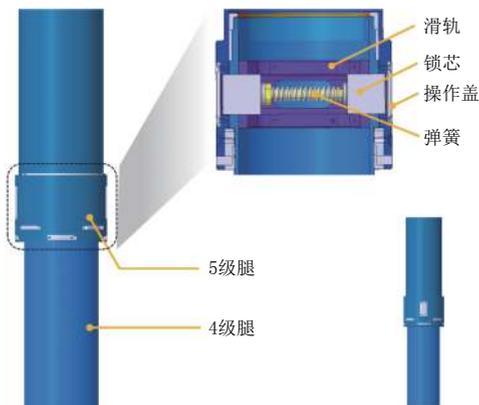


图9 榫锁结构示意图
Fig. 9 Schematic diagram of tenon lock structure

缓冲腿中的铝制蜂窝芯结构具有重要作用，可以在火箭着陆时通过压溃变形实现缓冲吸能，以减少冲击，其结构如图10所示。通过限位块结构将3级蜂窝芯约束在缓冲腿中，铝制蜂窝直径小于筒臂直径，防止由于蜂窝被压缩后直径增大对着陆腿结构的影响；每个滑块由两个零件构成，装配时先将环形聚四氟润滑块放入其中一个零件，然后通过螺钉连接将润滑块固定在金属滑块内，滑块对蜂窝起到导向作用；破坏针与破坏针固定座通过螺纹连接，当着陆时，主腿第1级下端推动破坏针固定座，从而推动整个

缓冲系统工作，破坏针可通过下限位件刺破第一级铝蜂窝。

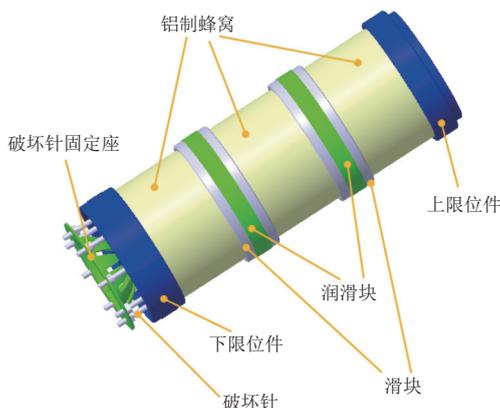


图10 铝制蜂窝芯结构
Fig. 10 Aluminum honeycomb core structure

着陆盘由着陆盘金属件和着陆盘橡胶构成，在火箭着陆时，可以起到减小冲击以及平稳着陆的作用。主腿与副腿通过末端关节轴承同时与着陆盘相连，着陆盘金属件下表面布置橡胶底盘，可以吸收一部分着陆时的冲击力，起一定缓冲作用。此外橡胶摩擦力较大，在着陆时发生4个腿不能同时着陆的状况时，先着陆的着陆盘下端的橡胶先和地面接触，较大的摩擦力可阻止箭体发生滑动甚至歪倒。着陆盘结构如图11所示。

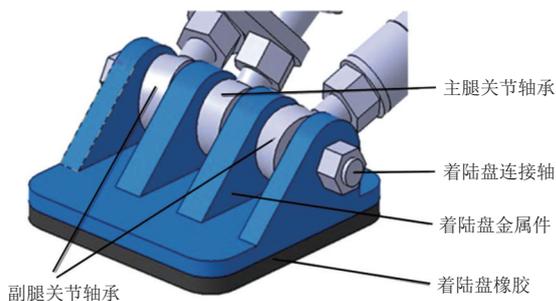


图11 着陆盘结构
Fig. 11 Landing pad structure

4 结论

本文基于机构拓扑分析与结构承载效率，对面向重复使用运载火箭着陆机构的腿数、构型及功能效率进行了系统研究。提出了一种基于1T3R机构构型、榫锁锁定形式与铝蜂窝缓冲吸能组合的运载火箭垂直返回四腿式着陆机构设计方案。着陆机构采取单回路形式，以单主腿机构、双副腿结构为主要承力部位，能够满足运载火箭垂直返回对着陆机构大跨距、强支撑、高缓冲与高可靠等功能的需求。

参 考 文 献

- [1] 秦旭东,龙乐豪,容易.我国航天运输系统成就与展望[J].深空探测学报(中英文),2016,3(4):315-322.
QIN X D, LONG L H, RONG Y. The achievement and future of China space transportation system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(4): 315-322.
- [2] 宋征宇,吴义田,徐珊瑚,等.长征八号:长征火箭系列商业化与智慧化的先行者[J].深空探测学报(中英文),2021,8(1):3-16.
SONG Z Y, WU Y T, XU S S, et al. LM-8: the pioneer of Long March rocket series on the innovations of commercialization and intelligence[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 3-16.
- [3] 宋征宇,黄兵,汪小卫,等.重复使用运载器的发展及其关键技术[J].前瞻科技,2022,1(1):62-74.
SONG Z Y, HUANG B, WANG X W, et al. Development and key technologies of reusable launch vehicle[J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 62-74.
- [4] 张宏剑,于兵,吴会强,等.运载火箭机构技术发展研究[J].导弹与航天运载技术,2022,https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3263.V.20220601.1907.002.html.
ZHANG H J, YU B, WU H Q, et al. Research on technology development of launch vehicle mechanism[J]. Missiles and Space Vehicles, 2022, https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3263.V.20220601.1907.002.html.
- [5] 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.
CUI N G, WU R, WEI C Z, et al. Analysis on the development status and key technologies of vertical take-off and landing reusable carrier[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 27-42.
- [6] 徐大富,张哲,吴克,等.垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展[J].科学通报,2016,61(32):3453-3463.
XU D F, ZHANG Z, WU K, et al. Recent progress on development trend and key technologies of vertical take-off vertical landing reusable launch vehicle[J]. Chinese Science Bulletin, 2016(32): 3453-3463.
- [7] 岳帅,林轻,杜忠华,等.运载器着陆装置展开动力学及影响因素分析[J].宇航学报,2021,42(6):697-704.
YUE S, LIN Q, DU Z H, et al. Analysis on deployment characteristics and influence factors of landing gear for launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2021(6): 697-709.
- [8] YUE S, NIE H, ZHANG M, et al. Optimization and performance analysis of oleo-honeycomb damper used in vertical landing reusable launch vehicle[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 31(2): 04018002.
- [9] 肖杰,张明,岳帅,等.新型垂直起降运载器着陆支架收放系统设计与分析[J].机械设计与制造工程,2017,46(3):30-35.
XIAO J, ZHANG M, YUE S, et al. Design and analysis on new landing support of vertical take-off and landing launch vehicle[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2017, 46(3): 30-35.
- [10] 田保林,高海波,于海涛,等.一种垂直起降运载器着陆支架设计与展开控制[J].机械工程学报,2020,56(19):171-181.
TIAN B L, GAO H B, YU H T, et al. Design and deployment control of landing leg for a vertical takeoff and landing vehicle[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(19): 171-181.
- [11] 王英超,高海波,于海涛,等.垂直降落运载器着陆动力学建模与稳定性分析[J].机械工程学报,2020,56(11):37-47.
WANG Y C, GAO H B, YU H T, et al. Landing dynamics modeling and stability analysis of vertical-landing carrier[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(11): 37-47.
- [12] 袁晗,王小军,张宏剑,等.重复使用火箭着陆结构稳定性分析[J].力学学报,2020,52(4):1007-1023.
YUAN H, WANG X J, ZHANG H J, et al. Stability analysis of reusable launch vehicle landing structure[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(4): 1007-1023.
- [13] 王辰,王小军,张宏剑,等.航天运载器舵类传动机构间隙影响研究[J].动力学与控制学报,2017,15(1):44-51.
WANG C, WANG X J, ZHANG H J, et al. Stability analysis on transverse vibration of axially moving functionally graded viscoelastic beams[J]. Journal of Dynamics and Control, 2017, 15(1): 44-51.
- [14] 张宏剑,庄方方,王辰,等. Rocking Block线碰撞离散化研究[J].动力学与控制学报,2017,15(4):330-334.
ZHANG H J, ZHUANG F F, WANG C, et al. Research on discretized line impact in Rocking Block[J]. Journal of Dynamics and Control, 2017, 15(4): 330-334.
- [15] 朱冠宁,聂宏,张明,等.垂直起降运载器着陆支架总体设计与布局优化[J].机械设计与制造工程,2020,49(6):62-67.
ZHU G N, NIE H, ZHANG M, et al. Overall design and layout optimization on the landing support of vertical takeoff/landing launch vehicle[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 49(6): 62-67.
- [16] 周双林,邹慧军,郭为忠,等.平面闭链五杆机构柔性工作空间的研究[J].机械工程学报,2000,36(11):10-15.
ZHOU S L, ZOU H J, GUO W Z, et al. Study on the flexible workspace of plane closed-loop five-bar mechanism[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2000, 36(11): 10-15.
- [17] 蔡敢为,张林,王小纯,等.多自由度可控装载机构的构型设计与综合研究[J].机械设计与制造工程,2015,4(4):1-4.
CAI G W, ZHANG L, WANG X C, et al. Configuration design and synthesis study of multi-DOF controllable loading mechanism[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2015, 4(4): 1-4.
- [18] 蔡敢为,黄一洋,田军伟,等.一种新型正铲液压挖掘机工作机构的研究[J].机械工程学报,2021,57(13):132-143.
CAI G W, HUANG Y Y, TIAN J W, et al. Research on a new working mechanism of face-shovel hydraulic excavator[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(13): 132-143.
- [19] 闫辉垠,李传扬,郭宏伟,等.面向空间应用的3-R(SRS)RP多环机构操作臂结构设计及逆运动学分析[J].机械工程学报,2021,57(7):1-9.
YAN H Y, LI C Y, GUO H W, et al. Structural design and inverse kinematics analysis of a 3-R(SRS)RP multi-loop mechanism manipulator for space application[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(7): 1-9.

作者简介:

李元恒(1997-),男,博士研究生,主要研究方向:运载火箭机构设计与分析。

通讯地址:北京9200信箱10分箱13号(100076)

电话:(010)68199147

E-mail:yhli201909@163.com

张宏剑(1984-),男,高级工程师,主要研究方向:运载火箭机构设计、动力学与控制。**本文通讯作者。**

通讯地址:北京9200信箱10分箱13号(100076)

电话: (010)68199147

E-mail: zhanghj@pku.edu.cn

宋征宇(1970-),男,研究员,教授,博士生导师,主要研究方向:运载器总体设计技术,导航、制导与控制,动态轨迹优化,重复使用运载器

技术。本文通讯作者。

通讯地址:北京9200信箱1分箱(100076)

电话:(010)68282360

E-mail: song.zhengyu@spacechina.com

Configuration Optimization and Design of Vertical Landing Mechanisms of Reusable Launch Vehicles

LI Yuanheng¹, ZHANG Hongjian¹, SONG Zhengyu², ZHANG Ling¹, WANG Chen¹, MA Hongpeng¹

(1. Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Research on the scheme of the vertical landing mechanism of the launch vehicle was done and the design schemes of different landing mechanisms were analyzed and optimized through such methods as graph theory analysis and topology analysis. For a high reliability, the mechanism scheme of a single closed-loop chain was determined. To achieve the goal of a high efficiency, the relevant motion pair selection scheme was determined. Considering the simplification of mechanism energy and other factors, a new design scheme of landing mechanism based on mortise lock was proposed. The research results can provide reference and technical support for the development of the vertical landing mechanism of the reusable launch vehicle.

Keywords: launch vehicle; landing mechanism; configuration design

Highlights:

- A comparative analysis of different mechanism configurations of the launch vehicle was carried out by using the method of graph theory.
- A configuration design optimization method for the vertical return landing mechanism of the launch vehicle was proposed.
- A design scheme of the vertical return landing mechanism of the launch vehicle was proposed.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]