

基于地面拦阻系统的火箭垂直着陆回收机构设计

胡振兴¹, 张希¹, 宋征宇², 田建东¹, 章凌¹, 陈献平¹, 黄海忠³, 王辰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; 3. 哈尔滨工业大学(威海), 264209)

摘要: 不同于目前可重复使用运载火箭着陆腿回收方案, 提出一种基于地面拦阻原理的火箭垂直着陆回收机构方案, 在火箭垂直着陆下降过程中, 利用地面拦阻索和阻尼器的综合作用实现火箭制动回收。通过仿真分析和原理样机验证, 在落点正常、水平偏置和旋转状态下, 地面拦阻机构均能实现对运载火箭的拦阻回收, 火箭结构承受的过载和冲击较小, 姿态稳定。研究表明, 拦阻回收机构能够实现箭体安全可控回收。

关键词: 运载火箭; 拦阻索; 阻尼器; 垂直着陆; 回收机构

中图分类号: V421

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2022)05-0477-06

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210109

引用格式: 胡振兴, 张希, 宋征宇, 等. 基于地面拦阻系统的火箭垂直着陆回收机构设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 477-482.

Reference format: HU Z X, ZHANG X, SONG Z Y, et al. A rocket vertical landing recovery mechanism based on a ground arresting scheme[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 477-482.

引言

人类开始研制运载火箭以来, 就一直关注火箭回收问题, 钱学森先生在20世纪60年代初编著的《星际航行概论》中专门探讨了运载火箭回收。美国在20世纪70年代研制的航天飞机也实现了助推器的回收, 美国民营航天公司Kistler在1993年就提出了伞降火箭回收方案K-1火箭^[1-2]。现在发动机、控制等各项技术趋于成熟, 火箭回收技术也发展到了较为成熟的阶段。

火箭回收主要有3种方式:

1) 伞降回收方案, 即在火箭分离后先进行空中制动变轨进入返回地球大气层的返回轨道, 接着在低空采用降落伞减速, 最后海上溅落或采用气囊及缓冲发动机着陆。第一次成功应用是1981年“哥伦比亚号”(STS Columbia OV-102)航天飞机助推器回收(见图1)。这种方案与飞船返回舱和返回式卫星类似, 具有成本低、技术成熟、运载能力损失低的优点, 但存在伞降过程中箭体姿态难于控制、落区精度低的问题, 且再利用的清洗维护成本高^[3]。1998年“阿里安”(Ariane)助推器伞降回收过程中, 由于姿态不利, 气动载荷较大导致箭体折断^[4]。“猎鹰号”(Falcon)早期也考虑过伞降方案, 但是发现早期发射载荷覆盖不了伞降载荷而放弃。

2) 动力反推垂直下降方案, 其空中变轨制动同第一种, 但在低空采用发动机反推减速, 以垂直下降方

式降落地面, 通过着陆腿降低着陆过程的冲击载荷, 并提供火箭着陆后的稳定支撑。成功应用的有美国蓝色起源公司(Blue Origin)的“新谢泼德号”(New Shepard)和SpaceX公司“猎鹰9号”(Falcon 9)火箭(见图2)。这种方案落点精度高、成本可控, 但是对发动机性能、姿控技术和着陆腿要求较高, 运载能力损失较大, 在不影响主发射任务的情况下, 回收可靠性相对较低。



图1 航天飞机固体火箭助推器伞降回收
Fig. 1 Shuttle solid rocket booster parachute recovery

3) 滑翔飞行水平降落方案, 即箭体采用翼式飞行体, 在变轨制动后, 火箭像飞机一样水平降落返回地面。这种方案又分为有动力和无动力两种, 后者完全依靠翼身的气动力滑翔飞行(与美国航天飞机着陆类似, 如图3), 而前者是采用装有涡喷发动机的翼式飞行体, 在返回地面过程中启动涡喷发动机进行巡航机动飞行, 可实现更大范围的回收区选择(与苏联暴风雪号航天飞机着陆类似)。这种方案返回着陆可靠性高, 由于设计思路偏重于重复使用可靠性, 大幅提高

了发射成本。

中国在论证可重复使用火箭回收技术时,结合国情,主要开展伞降方案和动力反推垂直下降方案研究,分别用于整流罩和一子级的回收^[5,7]。在论证一子级动力反推垂直回收方案时发现,在现有姿控水平下,通过自主干扰控制等方法消除风载影响,火箭落点位置偏差可控制在米级^[6],精度较高;主要问题为回落速度较快,着陆腿回收机构强度和稳定性设计难度较大。因此,在火箭精确落点控制的基础上,本文提出一种基于地面拦阻原理的运载火箭垂直回收缓冲机构方案,通过拦阻索和阻尼器的综合作用实现运载火箭的安全可控回收,能够避免深度变推力发动机的研制难度和不确定性,省去着陆腿设计,提高火箭回收稳定性。

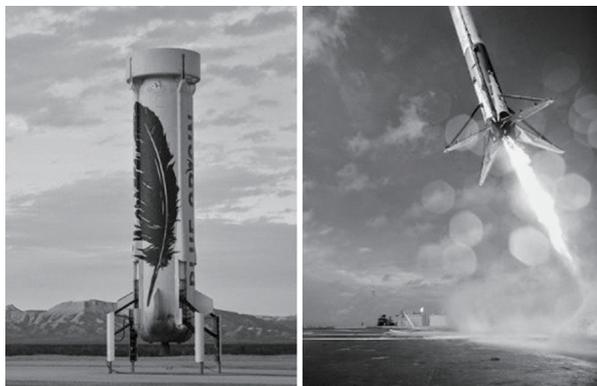


图2 New Shepard和Falcon 9火箭着陆腿垂直回收

Fig. 2 New Shepard and Falcon 9 rocket landing leg vertical recovery



图3 美国航天飞机滑翔着陆

Fig. 3 Gliding and landing of the US space shuttle

1 回收原理

基于地面拦阻原理的运载火箭垂直着陆回收机构方案如图4所示,由运载火箭系统(含拦阻钩)和回收平台系统(含拦阻索)两部分组成。

地面拦阻回收机构由主框架、支撑、拦阻索、滑轮、阻尼器等部分组成。垂直回收原理为运载火箭在栅格舵和发动机喷管摆动的共同控制下,以接近竖直的箭体姿态落入回收平台四根拦阻索围成的正方形范

围,火箭下降穿过该正方形并利用级间段/箱间段位置伸出的拦阻钩挂住拦阻索,通过拦阻索和阻尼器实现火箭的制动回收。拦阻索围成的正方形范围设计为考虑火箭落点位置偏差的最大安全范围,以保证火箭能落入拦阻区域。同时,平台能够在圆形导轨上转动以保证拦阻索与拦阻钩相对垂直,提高拦阻成功率。

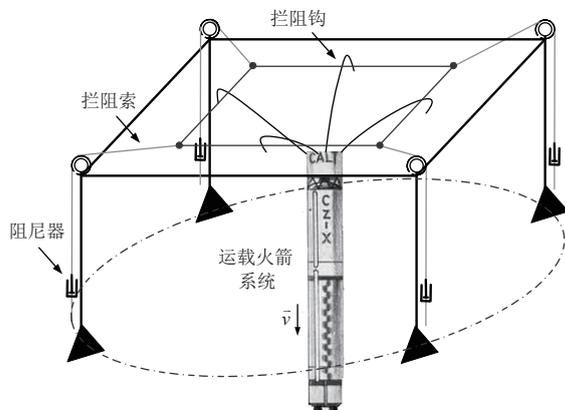


图4 基于拦阻索和阻尼器的垂直回收机构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of vertical recovery mechanism

回收平台主框架为工程标准模块组合式桁架结构,设计上主要考虑强度、刚度和防热,整体结构可拆解、可维护、可重复使用,建造和使用成本可控。

拦阻钩设置在运载火箭级间段或箱间段位置,可折叠。当火箭正常起飞时,拦阻钩能收拢紧贴于箭体侧面或收纳于箭体内部;当火箭回收时,拦阻钩展开钩住回收平台系统的拦阻索。拦阻钩的作用不仅限于钩住拦阻索使火箭减速,还在于尽量增大火箭拦阻时的拦阻覆盖面积,保证火箭能够钩住拦阻索。

为能将火箭有效拦阻,拦阻索需具备以下特点:①高强度、高韧性;②耐热性;③大柔性。仅依靠拦阻索自身变形难以实现火箭的可控有效减速,需要将拦阻索绕过滑轮与阻尼装置相连,将拉力通过滑轮和绳索传递到阻尼装置上,通过阻尼器控制火箭减速过程中的拦阻力和过载,拦阻的同时保证箭体结构安全。为了减小挂钩瞬间对火箭结构的冲击力,可设定阻尼器输出拦阻力为拦阻索释放长度的增函数,挂钩时刻开始释放拦阻索,拦阻力接近为零,对拦阻钩冲击小,之后拦阻力逐渐增大。

2 回收机构

2.1 理论模型

地面拦阻回收机构制动过程的简化模型如图5所示,忽略回收后的拦阻钩与箭体之间的夹角,拦阻钩近似紧贴于箭体外表面。

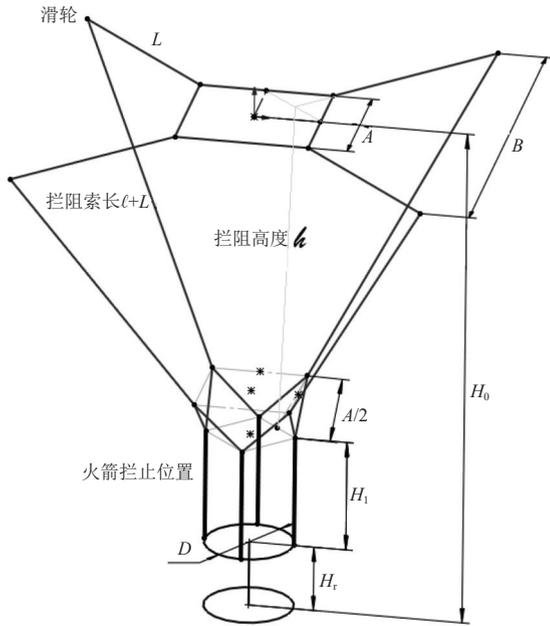


图 5 火箭制动过程理论模型
Fig. 5 Theoretical model of rocket braking process

几何关系为

$$h^2 + \left(L + \frac{\sqrt{2}A}{4} \right)^2 = \left(\sqrt{\left(\frac{A}{2} \right)^2 - \left(\frac{\sqrt{2}D}{4} \right)^2} + L + l \right)^2 \quad (1)$$

$$h + H_1 + H_r = H_0 \quad (2)$$

能量关系为

$$\frac{1}{2}mv^2 + mgh = 4Fl \quad (3)$$

其中: m 为火箭质量; D 为火箭直径; v 为火箭关机时刻初始速度; H_1 为火箭拦阻钩挂索点距离尾部长度; H_0 为拦阻平台初始高度; H_r 为火箭最低安全高度; A 为拦阻平台内方格索边长; B 为拦阻平台外方格变长; L 为拦阻平台内方格节点与释放点初始索长; l 为拦阻索释放长度; h 为拦阻高度; F 为拦阻索释放平均阻力。

根据公式 (2), 计算拦阻高度 h , 代入公式 (1) 中, 计算出拦阻索释放长度 l , 之后代入公式 (3), 获得单个阻尼器释放拦阻索的平均阻力 F , 并建立阻尼器拦阻力与放索长度之间的函数关系。

2.2 火箭拦阻钩

火箭上的拦阻钩组件主要由拦阻钩、锁定装置、转动支座、展平限位绳和缓冲垫组成, 如图 6 所示。在着陆前, 4 套拦阻钩被锁定装置约束, 完全贴在箭体外壁, 不影响气动外形; 着陆时, 锁定装置解锁, 拦阻钩沿转动支座转动, 在拉簧的作用下主动展开, 展开受限位绳索的限制到位停止, 展开角度可通过调整限位绳索的长度进行调整。

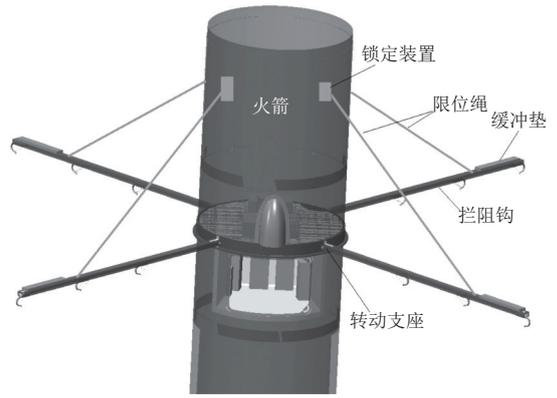


图 6 火箭拦阻钩
Fig. 6 Rocket arresting hook

为了提高拦阻钩钩住拦阻索的可靠性, 采取以下措施:

1) 拦阻钩组件上每间隔约 1 m 设置 1 个可滑动的锁钩, 任意一个锁钩与阻拦索碰撞均可实现钩住阻拦, 最终锁钩均会滑动到拦阻钩组件的端部, 不影响回收过程中的火箭姿态;

2) 为了避免拦阻钩碰撞阻拦索后出现反弹脱钩现象, 锁钩均设置了锁舌, 保证阻拦钩一旦钩住阻拦索就被限位, 不会发生脱离。

2.3 回收机构设计

火箭垂直着陆回收机构整体由主框架、拦阻索、阻尼器及控制器组成。主框架和阻拦索的尺寸根据回收火箭的质量、直径和关机时刻初始速度确定。阻尼器用于提供制动过程中的阻力。控制器可同步调节 4 个阻尼器的制动力大小, 进而调节火箭模拟件回收过程中的加速度、制动距离等。

拦阻索采用耐高温的柔性绳索, 顶部组成一个正方形 (ABCD) 拦阻框, 边长根据火箭直径和落点水平精度确定, 各节点由绳索通过旋转滑轮组、定滑轮后与阻尼器上的滚筒连接, 如图 7 中, 节点 A 通过绳索从 E 点 (旋转滑轮组) 转向, 向下在 F 点 (定滑轮) 转向, 绳索头部系在对应的阻尼器的滚筒上。控制器控制阻尼器的旋转可同步控制正方形拦阻索在 XYZ 空间移动, 每条拦阻索都由独立的阻尼器控制。

阻尼器由编码器、磁粉制动器、卷筒和减速器组成, 为相互独立的 4 套, 安装在主框架底端, 主要作用是在火箭回收过程中为拦阻索提供阻尼力。磁粉制动器用于提供阻力矩, 通过钢丝卷筒将阻力矩转化为拦阻索上的拉力, 调节制动器的阻力矩 (调节磁场线圈的电压/电流/功率) 即可同步调整拦阻索拉力。磁粉制动器可根据程序设定的阻力力矩输出, 通过磁粉制动器提供的阻尼力矩转换为绳索的拉力。根据回收火箭

的质量 m 、着陆速度 v 、制动距离 S ，按照回收模型计算回收过程需要的制动力，进而选择合适额定扭矩的磁粉制动器。

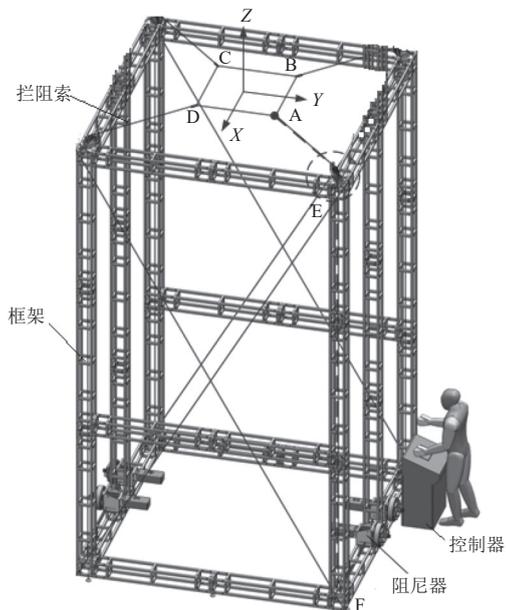


图7 整体结构及拦阻索布置图

Fig. 7 Layout of overall structure and retaining rope

3 仿真分析和试验验证

3.1 仿真分析

建立拦阻系统模型，根据火箭一子级落点位置最大偏差，分别计算火箭落在中心、单向偏2m（偏心1）和双向偏2m（偏心2）情况火箭的回收姿态，如图8所示，3种工况下火箭均能够顺利回收。回收过程中火箭的竖直位移和速度变化影响分别如图9和图10所示，偏心对火箭下落过程中的减速过程影响较小。

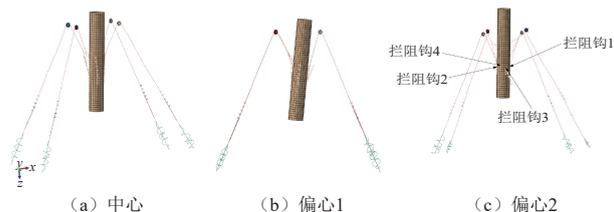


图8 箭体回收姿态

Fig. 8 Arrow body recovery posture

另外提取了偏心两个工况的拦阻索和拦阻钩的受力，计算结果表明，偏心工况会导致拦阻索和拦阻钩拉力的不均匀，进而对回收箭体结构在拦阻钩连接支座局部位置强度有影响。相对于中心工况，偏心1和偏心2工况下，偏心方向的拦阻钩最大拉力分别提高到147%和163%。

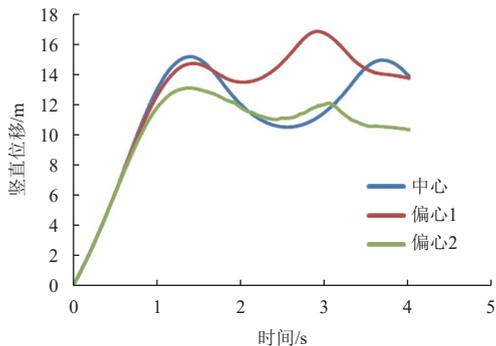


图9 箭体竖直位移随时间变化趋势

Fig. 9 Trend of arrow vertical displacement with time

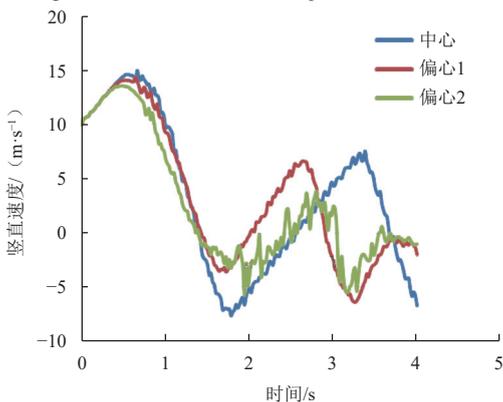


图10 箭体竖直速度随时间变化趋势

Fig. 10 Trend of arrow vertical speed with time

3.2 试验验证

设计制作1：8的火箭垂直着陆回收机构缩比模型，火箭采用直径 $\phi 0.52$ m、质量200 kg的圆筒模拟件，着陆速度约5 m/s，根据回收模型计算，选用100 Nm额定扭矩的磁粉制动器。

分别进行了正常状态回收、偏置状态回收和旋转状态回收，测试回收过程中模拟件的姿态，获得速度和加速度曲线。回收测试试验状态如图11所示，拦阻回收系统对各种工况下落的模拟件均能正常回收。



图11 阻拦回收试验现场

Fig. 11 Blocking and recycling test site

1) 回收速度加速度测试

火箭模拟件回收的高度、速度、加速度曲线如图12、图13所示。模拟件下落最大速度为5.4 m/s,最大加速度为1.8 g,模拟件在最终静止位置轻微震荡后很快停止,4根绳索与竖直方向的角度在30°左右,如图11所示。

从图13可见,火箭下落减速过程并不平稳,加速度存在震荡,主要原因是本次试验中阻尼器定扭矩输出,在挂钩瞬间对火箭模拟件和拦阻索均产生较大冲击导致。后续通过调节阻尼器输出阻力,减小挂钩时刻的拦阻力,增大制动距离,可减缓加速度震荡。此外,由于阻拦钩均设置了锁舌,一旦钩住阻拦索就被限位,震荡不会导致脱钩,不影响回收功能实现。

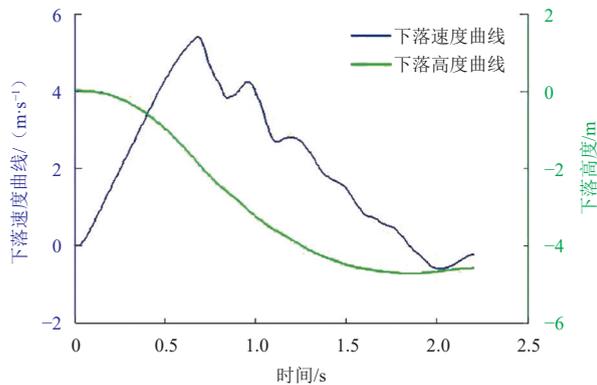


图12 下落高度和速度曲线
Fig. 12 Falling height and speed curve

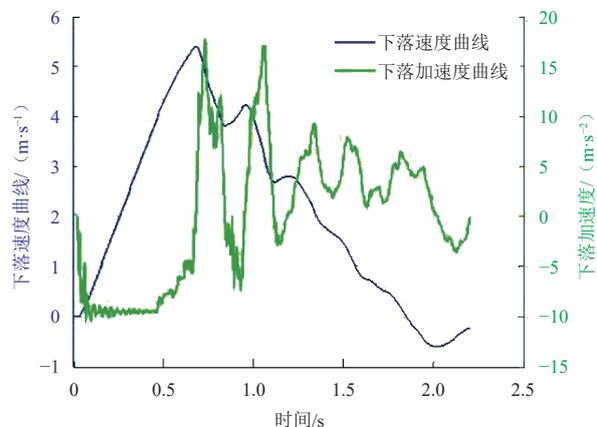


图13 下落速度和加速度曲线
Fig. 13 Falling velocity and acceleration curve

2) 落点偏置测试

测试模拟件与阻拦索几何中心不重合时对阻拦效果的影响,试验中模拟件偏离中心最大设置为0.25 m,可顺利完成阻拦。绳索阻拦均能成功,在阻拦后,模拟件下落过程中会有轻微的摆动,但由于阻拦钩锁可滑动,箭体摆动幅度较小,箭体外避免与拦阻索之间未发生接触,最终模拟件均回到框架中心附近,对阻

拦制动距离无影响。

3) 水平旋转测试

测试模拟件水平转动一定角度对阻拦效果的影响,试验中模拟件水平旋转角度最大设置为15°,可顺利完成阻拦。绳索阻拦均能成功,在阻拦后,模拟件下落过程中会有些水平转动,停止后由于锁钩与阻拦索存在摩擦力,所以模拟件会保持一定的水平转动角度停止,整个过程对阻拦制动距离无影响。

4 结论

通过对基于地面拦阻系统的运载火箭垂直回收机构的设计、仿真分析和缩比试验件测试,形成如下结论:

1) 地面拦阻回收机构具有较好的回收效果,由于制动距离和制动力的可调节范围大,火箭结构承受的过载和冲击较小,姿态稳定。

2) 在火箭落点水平偏置或旋转一定偏差范围内,地面拦阻回收机构均能够实现箭体结构的可靠安全回收,整个过程对阻拦制动距离无影响。

相对于当前的着陆腿方案,地面拦阻回收机构转移了火箭自身缓冲着陆结构设计,回收过程中火箭结构承受的过载和冲击更小,火箭的姿态更受控,回收稳定性更好。

参 考 文 献

- [1] 王辰,王小军,张宏剑,等. 可重复使用运载火箭发展研究[J]. 飞航导弹, 2018(9): 18-26.
- [2] 王振国. 可重复使用运载器研究进展[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [3] 冯韶伟,马忠辉,吴义田,等. 国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 84-88.
FENG S W, MA Z H, WU Y T, et al. Survey and review on key technologies of reusable launch vehicle abroad[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(5): 84-88.
- [4] MOHAMED R F, MCNEIL C. Launch vehicle recovery and reuse[C]//SPACE 2015 Conference and Exposition. [S. l.]: AIAA, 2015.
- [5] 范瑞祥,王小军,程堂明,等. 中国新一代中型运载火箭总体方案及发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(4): 1-9.
FAN R X, WANG X J, CHENG T M, et al. General scheme and development prospects for new generation of Chinese medium launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(4): 1-9.
- [6] 李昭莹,黄兴李,李惠峰. 基于闭环解析解的可重复使用运载器轨迹在线生成方法[J]. 宇航学报, 2013, 34(6): 755-762.
LI Z Y, HUANG X L, LI H F. On-line trajectory generati method based on closed-form analytical solution for reusable launch vehicle[J]. Jourd of Astronautics, 2013, 34(6): 755-762.
- [7] 龙乐豪,蔡巧言,王飞,等. 重复使用航天运输系统发展与展望[J]. 科技导报, 2018, 36(10): 84-92.
LONG L H, CAI Q Y, WANG F, et al. Development of reusable space transportation technologies[J]. Science and Technology Review, 2018,

36(10): 84-92.

作者简介:

胡振兴(1984-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 运载火箭结构设计。

通讯地址: 北京市9200信箱10分箱13号(100076)

电话: (010)68753090

E-mail: 308642175@qq.com

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

A Rocket Vertical Landing Recovery Mechanism Based on a Ground Arresting Scheme

HU Zhenxing¹, ZHANG Xi¹, SONG Zhengyu², TIAN Jiandong¹, ZHANG Ling¹,
CHEN Xianping¹, HUANG Haizhong³, WANG Chen¹

(1. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100074, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100074, China;

3. Harbin Institute of Technology, Weihai 264209, China)

Abstract: Different from the current reusable launch vehicle landing leg recovery scheme, this paper proposes a rocket vertical landing recovery mechanism based on a ground arresting scheme. In the process of rocket vertical landing and descending, the comprehensive action of ground arresting cable and damper is used to accomplish rocket braking recovery. Through the simulation analysis and the verification of the principle prototype, the ground arresting mechanism complete the arresting and recovering of the launch vehicle under the conditions of normal landing point, horizontal offset and rotation, the overload and impact on the rocket structure are small, and the attitude is controllable. The research shows that the arresting recovery mechanism realizes safe and controllable recovery of the rocket body structure.

Keywords: launch vehicle; arresting cable; damper; vertical landing; recovery mechanism

Highlights:

- A scheme of rocket vertical landing recovery mechanism based on ground interception principle.
- Safe and controllable recovery of a launch vehicle is accomplished through comprehensive actions of arresting cable and damper.
- Within a certain range of horizontal offset or rotation deviation of the rocket impact point, the recovery mechanism realizes safe recovery and has no impact on the blocking braking distance.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 刘勇]