DOI: 10.3901/JME.2021.15.033

一种垂直起降运载器支腿构型设计与尺度优化^{*}

田保林 于海涛 高海波 刘 振 于红英 邓宗全
(哈尔滨工业大学机器人技术与系统国家重点实验室 哈尔滨 150080)

摘要: 实现垂直起降运载器可重复使用是大幅降低发射成本的重要途径。运载器在完成发射任务返回着陆场后,依次执行着陆支腿展开、锁定及落地缓冲以实现平稳软着陆。针对运载器着陆支腿构型,以图论分析为切入点,确立了多种单自由度支腿展开方案,依据基于动力学模型计算机机构性能的评判指标,完成支撑构型方案优选。在此基础上建立支腿尺度参数化模型并推导着陆极限工况下的杆件受力方程,以支腿轻量化和改善铰链受力为目标,对支腿结构参数进行优化。最后完成了机构方案设计并对着陆支腿强度、模态及着陆性能进行分析。仿真结果表明,优化结果及力学性能满足工程使用需要。研究成果可为未来重复使用运载器的研制提供方案参考和技术支持。

关键词: 运载器回收; 构型设计; 尺度优化; 动力学分析

中图分类号: V423

Configuration Design and Scale Optimization of the Support Legs of a Vertical Take-off and Landing Vehicle

TIAN Baolin YU Haitao GAO Haibo LIU Zhen
YU Hongying DENG Zongquan

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract: Realizing the reusability of the vertical take-off and landing vehicle is an important way to significantly reduce the launch cost. After completing the launch mission and returning to the landing site, the vehicle successively executes outrigger deploying, locking, and landing cushioning to achieve smooth and soft landing. For the configuration of the outrigger of the vehicle, a collection of single-degree-of-freedom deployment schemes are established from the perspective of graph theory. According to the evaluation specification of mechanism based on dynamic model calculation, the optimal scheme of support configuration is selected. On this basis, a parametric model of the outrigger scale is established and the force equations of the links under the limit landing conditions are derived. To lighten the outrigger and improve the force of the hinge, the structural parameters of the outrigger are optimized. Finally, the mechanism scheme is devised. The strength, modal, and landing performance of the outrigger are also analyzed. Simulation results show that the optimization results and mechanical properties meet the requirements of engineering application. The research results can provide reference scheme and technical support for the future development of the reusable vehicle.

Key words: vehicle recovery; configuration design; scale optimization; dynamic analysis

0 前言

重复使用运载器是降低发射成本的有效途径之一^[1],当运载器完成发射任务后若能返回着陆场并

平稳着陆,通过后期人工维护实现多次使用,可大幅降低发射成本。若能通过技术积累缩短维护时间可降低发射周期,实现短时间高频发射任务。故运载器从单次使用向重复使用转型具有重要意义。

目前运载器主要依靠伞降、翼型及垂直起降技术完成回收工作。其中垂直起降着陆方式落点区域小,地面系统简单,可降低对落区人民财产的威胁。在垂直起降技术领域,国外开展研究工作较早,在

^{*} “111”创新引智计划(B07018)、国家自然科学基金创新研究群体(51521003)和中央高校基本科研业务费专项基金(HIT.NSRIF.201833)资助项目。20200903收到初稿,20201120收到修改稿

20 世纪 90 年代, 由美国麦道公司研制的一种可重复使用运载器“三角快帆”^[2](DC-X 及 DC-XA)先后完成发射、悬停及着陆试验, 该运载器被视为最早的重复使用运载器着陆样机。

于 2012 年以来, 以美国民营航天为主的 Space X 和 Blue Origin 公司开始从事可重复使用运载器的研制工作^[3], Space X 公司最早于 2015 年完成猎鹰 9 号火箭的陆地回收。该公司发展至今, 已先后完成猎鹰 9 号、重型猎鹰、猎鹰 9 号 Block5 型运载火箭的回收工作, 其支撑机构采用多级伸缩筒原理实现展开动作, 最新的支撑机构可在不拆解的情况下二次使用。Blue Origin 公司最先于 2015 年实现 New Shepard 亚轨道飞行器的回收, 截至目前已经完成 12 次太空任务。其支撑机构通过平行四边形原理实现展开。Blue Origin 公司于 2016 年开始 New Glenn^[4]火箭的研究, 该型号预计将支撑腿数量提升至六条, 以减小单腿失效带来的影响。

近年来国内也在不断探索可重复运载器使用技术。上海宇航系统工程研究所李杨等^[5]从运载火箭角度对垂直起降运载器设计的难点进行分析。南京航空航天大学肖杰等^[6]对气动腿式支撑机构进行设计, 并对展开驱动系统进行仿真分析。岳帅等^[7]针对运载器支腿缓冲器, 建立液体弹簧减震器模型。DING 等^[8]针对四腿式月球着陆器, 通过分层优化获得最佳缓冲参数。HUANG^[9]提出一种自适应的支撑机构方案, 可保证各腿同时接触地面, 以提高不同着陆地形的适应能力。

运载器成功回收需依靠发动机推力与矢量控制、栅格翼调节与制导技术相结合, 完成预定着陆场返回。当运载器接近地面时, 着陆支撑机构完成展开并锁定, 依靠缓冲机构吸收冲击能量实现运载器软着陆。由此可见, 一种可提供稳定力学性能的着陆支腿构型对重复使用运载器回收工作具有较大影响, 对其进行研究具有较大意义。

近年来国内外学者应用机构尺度综合思想解决了较多科学及工程实际问题, ZHANG 等^[10]将连杆长度和角度作为设计变量, 以减小机器人体积实现较大工作空间为目标, 对机器人连杆长度进行配置。NISAR 等^[11]考虑手术机械手可操作性, 对可靠性及有效转换进行优化, 以尽可能小的铰接长度尺寸实现最大机构性能。HENRY 等^[12]考虑工作环境, 以机构尺寸最小化及传递力因子最大化为目标寻求探伤机器人腿机构的最优结构及几何尺寸。HUANG^[13]以机构连杆长度作为变量, 采用组合优化方法使空气动力学效率最大化。YOU 等^[14]以连杆横截面积和

长度作为自变量, 末端执行器速度与工作空间为约束, 完成以惯性指数, 动态耦合效应指数等多目标优化。张林等^[15]以动臂升降支链参数为设计变量, 以动臂举升中最大力矩最小为目标, 利用复合形法获得数值求解。李团结等^[16]针对闭链空间可展机构, 以杆长为变量在展开口径与角度范围内, 寻求展收比最大、驱动行程最小和最小传动角最大的最优值问题。

本文针对垂直起降运载器在着陆过程中, 需提供可靠软着陆支撑的实际问题, 从图论角度出发, 依据动力学仿真, 确定单自由度合理构型。结合极限工况, 以质量与受力为目标完成尺度优化。并完成机构设计和力学性能分析。为垂直起降运载器软着陆机构研制提供技术支持。

1 支撑机构构型综合与方案优选

1.1 支撑机构运动链计算

在发射过程中需要将支撑机构收拢于运载器外侧, 并通过火工螺栓进行固定。当运载器完成着陆场返回后, 利用发动机点火减速并解锁火工装置, 此时支撑机构完成展开锁定动作。因此设计一种合理的支撑构型具有重要意义。

拓扑方法是支撑机构方案确定的有效途径之一, 利用图论理论, 从平面单自由度拓扑结构出发。平面可展机构构型综合过程^[17]如下。

步骤 1: 对单自由度机构进行型综合, 解除机架约束, 得到平面运动链

$$F=3(N-1)-2P \quad (1)$$

$$\sum_{i=2}^n N_i = N \quad (2)$$

式中, N 为拓扑图顶点数, P 为拓扑图边数, F 为自由度, N_i 为 i 元构件个数, 其中 $i=2, 3, \dots, n$ 。

步骤 2: 依据图论以及欧拉公式得

$$\sum_{i=2}^n iN_i = 2P \quad (3)$$

$$L = P - N + 1 \quad (4)$$

式中, L 为运动链环路数。

步骤 3: 依据结构拓扑, 单个构件最大阶数为

$$m_{\max} = \begin{cases} P-N+2 & N \leq P \leq 2P-3 \\ N-1 & 2P-3 \leq P \leq P(N-1)/2 \end{cases} \quad (5)$$

将上式进行整理得

$$N_2 = \begin{cases} 3N-2P & m_{\max} < 3 \\ 3N-2P+N_4+2N_5+\dots+ & \\ (m_{\max}-3)N_{m_{\max}}+\dots & m_{\max} \geq 3 \end{cases} \quad (6)$$

随运动链环数 L 增大时, 机构将愈复杂。考虑机构可靠性, 最大构件数 N 选择为 8。

步骤 4: 根据上式对可展机构拓扑方案进行计算, 引入特征值代号, 其形式为 $[PN_2N_3N_4L]$, 计算得单自由度可展机构分配方案如表 1 所示。

表 1 单自由度拓扑分配方案

特征值代号	N	P	L	$m_{\max}$	N_2	N_3	N_4
44001	4	4	1	2	4	0	0
74202	6	7	2	3	4	2	0
104403					4	4	0
105213	8	10	3	4	5	2	1
106023					6	0	2

步骤 5: 确定机构配置关系后, 将 3、4 副构件用点表示并用线连接。获得拓扑胚图^[18]如表 2 所示。

表 2 拓扑胚图类型

分配类型	胚图类型	分配类型	胚图类型
$N_2=i$		$N_3=4$	
$N_3=2$		$N_4=1$	
$N_3=2$		$N_4=2$	
$N_4=1$			

步骤 6: 利用胚图插点法^[19]创建拓扑图, 应避免产生刚性及同构运动链。拓扑图如表 3 所示。

表 3 单自由度折展机构拓扑图

特征值代号	拓扑图	特征值代号	拓扑图
44001		105213	
74202			
104403		106023	

根据拓扑图可创建运动链图谱, 且存在唯一对应关系, 在此不再赘述。

1.2 支撑机构方案确定

运载器支撑机构设计需满足锁紧机构安装位置及收拢状态包络尺寸等要求, 由于拓扑回路数量增加将直接导致结构复杂化, 本文只考虑环数 3 的情况。为降低支腿杆件自重需满足拓扑图最简条件^[18]。着陆瞬间对运载器主体具有较大冲击, 要求运载器主体尽可能包含三副以上构件。筛选获得可行运动链方

案如图 1 所示。

图 1 可行单自由度运动链方案

前文运动链图谱中仅考虑转动副, 在此可将转动副演变为移动副, 或将(连杆+转动副)演变为(滑块+移动副), 从中获取的单自由度构型方案较多。由于运载器支撑机构需满足展开与收拢功能的要求, 考虑工程可实现性, 摒弃收拢动作较为复杂的折展机构构型。获得可满足折展功能的支撑机构原理构型如图 2 所示。

图 2 可行着陆支撑机构原理图

为对比各支撑机构方案优劣性, 依据指标参数对虚拟样机进行搭建, 以四杆式支撑机构构型为例说明模型参数信息如图 3 所示。

图 3 虚拟样机参数示意图

依据模型缩比准则对箭体直径 3.35 m 运载火箭返回后参数进行计算, 获得箭体直径 1.2 m 缩比模型参数如表 4 所示。

表 4 虚拟样机主要参数

参数	数值
箭体直径 D_1/mm	1 200
四腿外接圆直径 D_2/mm	4 872
质心距离底端面高度 H_m/mm	1 791
底端面距离地面高度 H_D/mm	1 100
箭体返回时剩余着陆质量 M_R/kg	920

支撑机构收拢状态决定运载器整体包络尺寸, 受飞行阻力影响, 可将支撑机构收拢高度作为评判指标 1; 运载器着陆时碰撞力对结构强度及锁紧可靠性影响较大, 可将碰撞力及锁紧力作为评判指标 2 和 3; 支撑机构着陆瞬间对箭体支撑铰链具有较大冲击, 可将箭体支撑铰链冲击力作为评判指标 4。

为对比着陆过程中各评判指标差异性。依据各方案简图建立 Recurdyn 仿真模型, 仿真流程如图 4 所示。

图 4 指标参数对比仿真流程

导入模型并设置质心距地高度 3 055.5 mm, 设置接触参数如表 5 所示。

表 5 虚拟样机接触参数

参数	数值
刚度系数 $k / (\text{N}/\text{mm})$	2 850
阻尼系数 $c / (\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.57
刚度指数 e	1.1
渗透深度 z / mm	0.1
静摩擦因数 μ_s	0.25
动摩擦因数 μ_d	0.2

若以单支撑腿总质量 50 kg 为例进行着陆仿真对比。各方案评判指标数据如图 5 所示。

从图 5 评判指标结果可知: #1 方案占用高度较小, 锁紧力相对较大; #2 方案占用高度及铰链冲击力稍有增加; #3 方案占用高度、铰链及锁紧力较大; #4 与 #3 方案除锁紧冲击力较小, 其他具有相似特点; #5、#6 及 #7 方案占用高度及锁紧力较少, 铰链冲击情况相似; #8 与 #9 方案占用高度、冲击较大; #11 与 #12 方案与图 2b 列相似, 但冲击力略有增加。

图 5 评判指标仿真结果

若在不改变箭体内部结构的前提下配置支撑机构, 将更加具有适应性。而图 2d 列占用内部空间较大, 图 2c 系列收拢占用高度较高, 图 2a 系列底端支撑跨度较长, 侧向刚度降低, 为降低内部空间干涉及展开控制难易度, 最终确定方案 #7 作为支撑机

构的原理构型。

支撑机构展开与收拢原理示意图如图 6 所示。

图 6 支撑机构展开与收拢原理示意图

支撑机构展开与收拢原理：在运载器发射前通过火攻装置将支撑机构固定于舱段外壁，此时支撑连杆 AB 包裹其他各杆件从而降低飞行阻力。当运载器完成发射任务返回着陆点后，改变连杆 GK 长度，利用连杆 AB 、 CD 、 EF 及铰链连线 AF 所构成的四杆机构完成展开动作。当缓冲杆 CD 与辅助支撑杆 EF 共线时完成 GK 连杆锁定动作。

当 GK 连杆锁定后，依靠三角形 FGK 稳定性完成支撑动作，利用 AB 连杆提高机构侧向刚度，通过 CD 连杆末端缓冲器吸能实现软着陆。

2 支撑机构参数确定

2.1 支腿几何参数

定义运载器舱段属性及支撑机构相关参数如图 7 所示。

图 7 支撑机构参数示意图

支撑机构完成展开与收拢动作、实现运载器支撑功能与各参数数值相关，各参数含义如表 6 所示。

表 6 支撑机构各属性参数

符号	含义
d	运载器直径/mm
H_m	运载器质心距运载器底端面竖直高度/mm
H_d	运载器底端面距地面竖直高度/mm
R	四条支撑腿连线构成的内切圆半径/mm
H_0	A 铰链与 F 铰链竖直方向距离/mm
L_0	A 铰链与 F 铰链水平方向距离/mm
H_1	A 铰链与 K 铰链竖直方向距离/mm
L_1	A 铰链与 K 铰链水平方向距离/mm
L_s	G 与 E 铰链在 EF 连线方向距离/mm
L_c	G 与 E 铰链在 EF 垂直方向距离/mm
ϕ	铰链 E 与 G 连线与竖直方向夹角/(°)
α	AB 连杆与竖直方向夹角/(°)
β	CD 连杆与竖直方向夹角/(°)
λ	GK 连杆与竖直方向夹角/(°)
γ	EF 连杆与竖直方向夹角/(°)

运载器在着陆中若能保证其质心位于四条支撑腿组成的内切圆内，箭体将处于稳定状态。利用几何尺寸关系得

$$\begin{cases} R = (H_m + H_d) \tan \phi \\ H_d \tan \alpha + d/2 = \sqrt{2}R \\ L_{AB} = H_d / \cos \alpha \end{cases} \quad (7)$$

式中， ϕ 为运载器静止稳定姿态角， L_{AB} 为铰链 A 与 B 距离，即为支撑梁长度。

本次设计的运载器舱段直径 d 为 1 200 mm，运载器返回时质心高度 H_m 为 1 791 mm，为防止运载器发动机喷嘴与地面发生接触， H_d 为 1 075 mm，考虑到着陆地面存在凹凸不平特殊状况，增加静态稳定角度 ϕ 至 30° 。依据公式(7)计算得到支腿夹角 $\alpha = 58.29^\circ$ ， $L_{AB} = 2\,045.4$ mm。

支撑机构的收拢与展开动作主要依靠 AB 、 CD 、 EF 及机架构成的四杆机构实现，其展开与收拢如图 8 所示。

图 8 收拢与展开参数示意图

若定义 L_{CD} 、 L_{EF} 、 L_{GK} 为连杆 CD 、 EF 、 GK 长度, η_1 、 η_2 分别为收拢状态下 CD 连杆、 EF 连杆与竖直方向夹角。依据矢量原理对展开与收拢状态进行分析得

$$\begin{cases} \gamma = \arctan((L_{AB} \sin \alpha + L_0)/(H_0 + L_{AB} \cos \alpha)) \\ (L_{EF} + L_{CD}) \cos \gamma = H_0 + L_{AB} \cos \alpha \\ L_{CD} \cos \eta_1 - L_{EF} \cos \eta_2 = L_{AB} - H_0 \end{cases} \quad (8)$$

定义 $\Delta H = H_0 - H_1$, $\Delta L = L_0 - L_1$, 对展开状态 G 、 K 铰链位置进行分析得

$$\begin{cases} x_{GK} = (L_{EF} - L_S) \sin \gamma + L_C \cos \gamma - \Delta L \\ y_{GK} = (L_S - L_{EF}) \cos \gamma + L_C \sin \gamma + \Delta H \\ L_{GK} = \sqrt{x_{GK}^2 + y_{GK}^2} \end{cases} \quad (9)$$

运载器在着陆过程中由于缓冲器行程压缩, 使得运载器底端距地高度 H_d 发生改变, 此时应保证发动机喷嘴处于安全高度范围。缓冲器压缩过程简化模型如图 9 所示。

图 9 缓冲器压缩过程示意图

锁紧机构安装于 G 、 K 铰链间, 以保证三角形 FGK 稳定性, 若不考虑连杆 EG 弹性变形, 此时 D 点位置处于不变状态, 对压缩过程进行分析得

$$\begin{cases} L_{CD} \cos \beta = H_{CD} \\ (L_{CD} - \Delta L_{CD}) \cos \beta' = H_{CD} - \Delta H_{CD} \end{cases} \quad (10)$$

连杆 CD 在偏转过程中, 连杆 EG 弯曲力矩增大, 为确保支撑机构稳定可靠, 约束 CD 连杆与竖直方向夹角变化量: $\Delta \beta = \beta' - \beta < 10^\circ$ 。

2.2 极限着陆状态分析

由于跌落仿真分析主要针对箭体直径 1.2 m 缩比样机模型, 根据尺度模型的动态相似性定律^[20], 依据箭体直径 3.35 m 火箭着陆参数, 获得缩比模型相关参数如表 7 所示。其中比例系数 $\xi = 0.358$ 。

表 7 1 200 缩比模型着陆参数

参数(max)	运载火箭	相似准则	缩比模型
着陆水平速度/(m/s)	1	$1 \times \sqrt{\xi}$	0.598 5
着陆竖直速度/(m/s)	3	$1 \times \sqrt{\xi}$	1.795 5
着陆俯仰姿态角度/(°)	2	1	2
着陆偏航姿态角度/(°)	2	1	2
着陆滚转姿态角度/(°)	0~45	1	0~45
着陆滚转姿态角速度/(°/s)	0.2	$1/\sqrt{\xi}$	0.334 2
重力加速度/(m/s ²)	9.8	1	9.8

为提高支撑机构在极限工况下的适应性, 利用缩比模型对拟定着陆工况进行分析, 若定义俯仰角度转轴为垂直于对称两腿所在平面, 并将 CD 连杆内置缓冲作用等效为弹簧阻尼环节, 其中参数 $K = 120 \text{ N/mm}$, $C = 15 \text{ N/(mm/s)}$ 。各变量耦合着陆工况如表 8 所示。

表 8 各着陆工况着陆参数

着陆状态	水平速度/(m/s)	竖直速度/(m/s)	着陆模式	俯仰角度/(°)	偏航角度/(°)	滚转角速度/(°/s)	地面摩擦系数
ZLA	0	1.795 5	4	0	0	0	0.5
ZLB	0.598 5	1.795 5	4	0	0	0	0.5
ZLC	0.598 5	1.795 5	4	0	0	0.334 2	0.5
ZLD	0.598 5	1.795 5	1-2-1	2	0	0	0.5
ZLE	0.598 5	1.795 5	2-2	2	2	0	0.5
ZLF	0.598 5	1.795 5	1-2-1	2	0	0.334 2	0.5
ZLG	0.598 5	1.795 5	2-2	2	2	0.334 2	0.5
ZLH	0.598 5	1.795 5	2-2	2	2	0.334 2	0.2

支撑机构简化模型参数如表 4 所示, 为清晰对比各工况着陆状态, 省略自由落体阶段受力曲线, 测量足垫最大接触力如表 9 所示, 着陆过程接触力曲线如图 10 所示。

表 9 足垫最大接触力

工况	ZLA	ZLB	ZLC	ZLD	ZLE	ZLF	ZLG	ZLH
力 F/N	27 649	27 373	27 372	28 670	27 273	28 671	27 283	24 999

图 10 各着陆工况足垫受力曲线

由足垫接触力曲线可知, 最大接触力发生在单点接触+滚转着陆模式, 即着陆状态 ZLF: 1-2-1 着陆模式下发生。为满足支撑机构在极限工况下着陆的实际需要, 在后续优化中将其进行考虑。

2.3 着陆等效模型及受力分析

2.3.1 着陆等效模型

由于运载器在着陆过程中所受碰撞力峰值较大, 其内的电子器件易受到过载加速度的影响, 为保证运载器关键部件安全回收, 限制竖直方向加速度峰值 $a_{\max} \leq 5g^{[21]}$ 。

考虑缓冲器安装位置, 忽略支腿所受扭矩并近似为二力平衡, 若定义运载器俯仰角度为 ϑ , CD 杆与两腿所在剖面实时角度为 β_i , 建立支腿着陆等效模型如图 11 所示。

图 11 支腿着陆等效模型

依据平衡力系获得竖直方向着陆过程方程

$$\begin{cases} F_A \cos \nu + F_E \cos \psi = M_b(g + \ddot{y}) \\ F_Z - F_A \cos \nu - F_E \cos \psi = m_{AB}(g + \ddot{y}_1) \\ F_E = K_E \delta_E + C_E \dot{\delta}_E \end{cases} \quad (11)$$

式中, $\psi = \beta_i - \vartheta$, $\nu = \alpha - \vartheta$; F_A 为 A 铰链支反合力; F_Z 为地面接触力; K_E 、 C_E 、 δ_E 为缓冲器刚度、阻尼, 位移; m_{AB} 为 AB 连杆结构质量; M_b 为运载器着陆总质量。

2.3.2 杆件受力分析

依据接触简化模型得法向最大接触力 $F_{Z_{\max}}$ 为 $5.41 \times 10^4 \text{ N}$, 若将着陆瞬间各杆件近似为平衡状态, 将法向接触力平移至铰链 B 处, 考虑地面摩擦, 可获得各杆件受力状态如图 12 所示, 受力方程如下。

AB 连杆平衡方程

$$\begin{cases} F_{Ax} + F_{Bx} - F_{Cx} = 0 \\ F_{Ay} + F_{By} - F_{Cy} - M_{AB}g = 0 \\ F_{Ay}L_{AB} \sin \alpha - F_{Ax}L_{AB} \cos \alpha - M_{AB}gL_{AB} \sin \alpha/2 = 0 \end{cases} \quad (12)$$

CD 连杆平衡方程

$$\begin{cases} F_{Cx} - F_{Dx} = 0 \\ F_{Cy} - F_{Dy} - M_{CD}g = 0 \\ F_{Cx}L_{CD} \cos \beta + M_{CD}gL_{CD} \sin \beta/2 - F_{Cy}L_{CD} \sin \beta = 0 \end{cases} \quad (13)$$

EF 连杆平衡方程

$$\begin{cases} F_{Dx} - F_{Gx} - F_{Ex} = 0 \\ F_{Dy} + F_{Gy} - F_{Ey} = 0 \\ F_{Fy}L_{EF} \sin \gamma - F_{Fx}L_{EF} \cos \gamma - F_{Gx}L_{GE} \cos \varphi - \\ F_{Gy}L_{GE} \sin \varphi + M_{EF}gL_{EF} \sin \gamma/2 = 0 \\ \varphi = \gamma - \arctan(L_C/L_S) \end{cases} \quad (14)$$

GK 连杆平衡方程

$$\begin{cases} F_{Gx} - F_{Kx} = 0 \\ F_{Ky} - F_{Gy} - M_{GK}g = 0 \\ F_{Ky}L_{GK} \sin \omega - F_{Kx}L_{GK} \cos \omega - M_{GK}gL_{GK} \sin \omega/2 = 0 \end{cases} \quad (15)$$

图 12 支撑机构各杆件受力分析图

联立上式可获得各支撑关节平衡力系。

2.4 着陆腿参数设计

2.4.1 优化变量及目标

依据支撑机构展开与收拢状态可知, 连杆 CD , EF 可通过铰链位置关系及 η_1 、 η_2 进行计算, 铰链 G 位置与 L_S 、 L_C 相关。获得独立优化变量如下

$$x = \{L_0, H_0, L_1, H_1, L_S, L_C, \eta_1, \eta_2\} \quad (16)$$

运载器支撑系统需要进行轻量化设计, 着陆过程杆件受力对结构强度影响较大。故可将运载器总质量与杆件受力作为优化目标。

目标一

$$\text{opt}_1(x) = \sum M_{JK} \quad (17)$$

式中, JK 分别为 AB , CD , EF , GK 连杆质量(kg)。

目标二

$$\text{opt}_2(x) = \{F_{ix}(x), F_{iy}(x)\} \quad (18)$$

式中, $i \in \{A, C, D, F, G, K\}$ 。

2.4.2 约束条件

考虑支撑机构展开与收拢功能以及铰链相对位置的合理性, 将存在以下约束条件。

(1) 优化变量范围。

由于支撑机构依靠四杆机构原理完成展开与收拢动作, 当 A 、 F 铰链在同一竖直线上时将存在双向运动趋势, 考虑此情况后限制 $L_0 \in (60, 100)$, $H_0 \in (600, 2\ 045.4)$ 。

由于支撑筒壁与铰链 A 的约束限制及 GK 连杆角度变化范围, 约束 $L_1 \in [0, 150]$, $H_1 \in [-50, Bou]$, 其中 Bou 小于 $H_0 - L_{EF} - 300$ 。

考虑 G 、 K 铰链在收拢状态下避开死点位置, 以及悬臂梁 GE 受力情况, 约束 $L_S \in [200, 450]$, $L_C \in [0, 100]$ 。

支撑机构收拢后, AB 连杆保持竖直状态, CD 与 EF 连杆被 AB 包裹, 为保证不发生卡死现象, 约束角度 $\eta_1(\eta_2) \in (0, 10)^\circ$ 。

(2) 支撑功能约束条件。

考虑支撑机构着陆过程中喷嘴高度的变化, 约束 CD 连杆与竖直方向角 β 与 ΔH_{CD} 关系, 其中 $\Delta H_{CD} < 450$ mm, $\Delta L_{CD} < 120$ mm。

$$L_{CD} \cos \beta - L_{CD} \cos(\beta + 10^\circ) < \Delta H_{CD} \quad (19)$$

为保证锁紧连杆 GK 在展开过程中始终处于 AB 连杆包络尺寸内, 约束 η_1 、 η_2 与 CD 、 GE 连杆关系如下

$$L_{GE} \sin(\arctan(L_C/L_S) - \eta_2) < L_{CD} \sin(\eta_1) \quad (20)$$

锁紧连杆 GK 在着陆过程中应保证与 GE 连线所构成的锐角 $\angle EGK$ 大于 50° , 以达到更加稳定的支撑效果。

$$\angle EGK = \arccos\left(\frac{L_{EG}^2 + L_{GK}^2 - L_{EK}^2}{2L_{EG}L_{GK}}\right) \geq 50^\circ \quad (20)$$

$$L_{EG} = \sqrt{L_S^2 + L_C^2} \quad L_{EK} = \sqrt{a^2 + b^2}$$

$$a = L_{EF} \sin \gamma - \Delta L \quad b = \Delta H - L_{EF} \cos \gamma$$

AB 连杆在收拢情况下处于竖直状态, 此时 η_1 、 η_2 与 CD 、 EF 连杆之间存在几何关系如下

$$L_{EF} \sin \eta_1 + L_{CD} \sin \eta_2 = L_0 \quad (21)$$

2.4.3 优化模型求解

为将目标函数统一量纲分析^[22], 需要利用各目标函数变动范围分别进行计算。

$$f_\xi(X) = \frac{f_\xi(X) - \min f_\xi(X)}{\max f_\xi(X) - \min f_\xi(X)} \quad \xi = 1, 2 \quad (22)$$

采用理想点法构造杆件受力目标函数, 需依据各参数最小值 $F^*(X) = [F_1(X)^*, \dots, F_{12}(X)^*]$, 并利用平方和加权离差求 $f_2(X)$

$$f_2(X) = \sum_{i=1}^{12} \kappa_i [F_i(X) - F_i^*]^2 \quad (23)$$

为提高运载器筒壁安全性, A 、 K 、 F 铰链系数为 1.5, 其余为 1。优化中加权比重 λ 为 0.25。其优化范式为

$$\begin{aligned} \min \quad & J = \lambda f'_1(X) + f'_2(X) \\ \text{s.t.} \quad & x_{j\min} < x_j < x_{j\max} \\ & g_k(x) < 0 \\ & h_q(x) = 0 \end{aligned} \quad (24)$$

式中, x_j 为优化变量, $g_k(x)$ 、 $h_q(x)$ 分别为支撑功能约束条件中的不等式约束和等式约束。

本文采用的优化求解流程如图 13 所示。

图 13 目标值优化求解流程图

求解获得设计变量函数值如表 10 所示。

表 10 设计变量优化结果

参数	H_0	L_0	H_1	L_1
函数值	1 546.75	89.91	-1.62	97.67
参数	L_S	L_C	η_1	η_2
函数值	379.72	43.27	2.02	1.04

根据设计变量可求解杆件相关参数, 为支撑机构结构设计提供数据基础。

3 支撑机构方案及力学性能分析

3.1 支撑机构方案

依据设计变量计算得主要尺寸参数如下。

表 11 支撑机构尺寸参数

参数	L_{AB}	L_{CD}	L_{EF}	L_{GK}
函数值/mm	2 045.0	1 850.1	1 350.9	978.1
参数	α	β	γ	λ
函数值/(°)	58.0	34.7	34.7	37.6

依据各杆件参数及使用工况对其进行详细设计, 为降低模型复杂度将其分成支撑机构组件、铰链组件、桁架和配重。支撑机构展开与收拢状态如图 14 所示。

图 14 支撑机构展开与收拢示意图

支撑机构是确保运载器稳定着陆的关键, 在发射过程中保持收拢状态可降低空气阻力, 返回着陆场前利用初始作动机构完成展开, 初始作动机构如图 15 所示。

图 15 初始作动机构示意图

运载器着陆前需要依靠锁紧机构完成固定, 利用 CD 连杆铝蜂窝材料缓冲实现软着陆。锁紧连杆及缓冲器结构如图 16 所示。

图 16 锁紧连杆及缓冲器示意图

各关键组件材料属性及质量分布如表 12 所示。

表 12 关键组件材料属性及质量

序号	名称	材料	单件重量/kg	数量	总重量/kg
1	AB 连杆	6061	34.6	4	138.4
2	CD 连杆	6061	28.6	4	114.4
3	EF 连杆	6061	22.1	4	88.4
4	GK 连杆	45	36.1	4	144.4
5	铰链组	Q235	41.9	4	167.6
6	桁架	Q235	551	1	551
7	配重	Q235	480	1	480
8	驱动气缸	—	2.1	4	8.4
9	解锁机构	—	3.9	4	15.6

3.2 结构力学特性分析

本文中支撑机构缓冲方案为金属铝蜂窝, 为分析结构力学特性及着陆动态响应, 将简化弹簧阻尼模型进行修正。

六角形铝蜂窝阻尼器^[23-24]可近似为阶跃函数, 其中压溃力 F_S 为

$$F_S = 6.63\sigma_0(w/U)^{5/3} \cdot \pi/4 \cdot D_{jm}^2 \quad (25)$$

式中, σ_0 为蜂窝基体屈服极限; w 为胞元壁厚; U 为胞元边长; D_{jm} 为蜂窝管直径。本次应用的 3003H18 铝蜂窝参数如表 13 所示。

表 13 3003H18 铝蜂窝参数

参数	数值
屈服极限 σ_0 /MPa	140
胞元壁厚 w /mm	0.06
胞元边长 U /mm	3
蜂窝管直径 D_{jm} /mm	104

依据压溃力 F_S 及动态系数得动态压力 F_D 为

$$F_D = 1.05 \cdot F_S \cdot \Phi(x_d, 0, 0, x_{d0}, 1) \quad x_d \leq x_{\max} \quad (26)$$

式中, $x_{\max}$ 为蜂窝最大压缩量; x_d 为蜂窝变形量; x_{d0} 为初次 F_S 对应变形量; Φ 为 STEP 阶跃函数, 表达式为

$$\Phi(x, x_0, y_0, x_1, y_1) = \begin{cases} y_0 & x \leq x_0 \\ y_0 + p \cdot q^2 (2b - 3) & x \in (x_0, x_1) \\ y_1 & x \geq x_1 \end{cases} \quad (27)$$

式中, (x_0, y_0) 、 (x_1, y_1) 为轨迹关键点坐标, $p = y_0 - y_1$, $q = (x - x_0)/(x_1 - x_0)$ 。

支撑机构能否满足使用条件, 需要校核着陆瞬间碰撞力峰值下的结构强度, 基于 Recurdyn 动力学软件进行支撑机构碰撞力求解, 并完成 ANSYS 强

度校核。校核结果如表 14 所示。

表 14 各零部件 Mises 应力数值(MPa)

名称	AB 连杆	CD 连杆	EF 连杆	缓冲 器	锁紧 上连杆	锁紧 下连杆
Mises 应力值	191	157	85	132	3	153

支撑机构在发射和返回过程中由于发动机及气动载荷的影响存在一定的振动, 参考文献[25]指出发射阶段载荷环境最为恶劣, 对航天器寿命及可靠性产生较大影响。发动机在点火阶段载荷上限可达 40 Hz。为保证支撑机构不发生疲劳破坏, 对其进行模态分析具有重要意义。展开与收拢状态约束条件如图 17 所示。

图 17 收拢与展开状态约束条件

支撑机构展开、收拢状态前六阶固有频率如表 15 所示。收拢状态 1 是仅固定足垫 SD1, 收拢状态 2 是同时固定足垫 SD1 及 CD 连杆 D 轴双耳处 SD3。

表 15 展开与收拢状态固有频率

机构展开状态		机构收拢状态 1		机构收拢状态 2	
阶次	频率/Hz	阶次	频率/Hz	阶次	频率/Hz
1	18.13	1	7.257	1	30.43
2	24.50	2	21.00	2	37.84
3	38.89	3	51.01	3	79.76
4	41.39	4	70.71	4	80.88
5	62.61	5	79.35	5	110.6
6	76.70	6	84.06	6	132.5

展开状态下一阶振型对应 CD 连杆向外弯曲, 二阶对应 AB、CD 连杆反向弯曲, 三阶对应 AB 连杆扭转变形。展开状态下固有频率大于 18 Hz, 满足使用要求。

收拢状态 1 下一阶对应 D 转轴处弯曲, 二阶对应 CD 连杆侧弯, 三阶对应 EF 连杆侧弯, 状态 2 下一阶对应缓冲器位置弯曲, 二阶对应 EF 连杆侧弯, 三阶对应 AB 连杆侧弯。

对比收拢状态 1 和 2, 可发现仅固定足垫位置时, CD 连杆产生较大弯曲变形, 同时辅助固定 CD

连杆 D 转轴处可显著提高一阶固有频率。若将 CD 连杆“Y”型交叉梁 SD2 处及支撑板侧边同时固定, 可显著提高支撑机构收拢状态固有频率。此时可抵抗发射阶段恶劣声振载荷。

3.3 着陆动力学响应分析

为模拟支撑机构着陆中铝蜂窝缓冲器吸能作用, 结合选定参数及极限工况, 做单点接触+滚转着陆模式仿真分析。基于 Recurdyn 动力学仿真获得足垫接触力、缓冲器压缩行程、速度及运载器质心加速度曲线等如图 18 所示。

图 18 着陆动力学响应曲线

仿真结果表明: 在着陆过程中远地支撑腿足垫所受碰撞力略微大于其他支撑腿, 中间前、后支撑腿由于对称性接触力相差较小, 平稳着陆后接触力存在波动, 主要源于蜂窝压溃后缓冲器存在自由移

动空间, 支撑板 AB 可绕铰链 A 转动所致。最大峰值作用时间短暂, 该结构存在安全裕度, 可实现稳定可靠支撑。

蜂窝最大压缩行程发生在近地支撑腿压缩过程, 最大压缩量为 85 mm, 中间支撑腿最大压缩行程 58 mm, 而远地支撑腿行程仅为 32 mm。其压缩行程均小于优化中对缓冲行程及 CD 连杆偏转角度 $\Delta\beta$ 的约束。近地缓冲器最大压缩速度为 970 mm/s, 发生于接触地面瞬间, 随后逐渐减小并趋于稳定。

着陆过程中运载器质心变化高度为 212.8 mm, 运载器底端下降距离满足使用条件, 在整个着陆阶段, 存在三次加速度突变, 主要由于足垫与地面碰撞过程中接触力存在瞬态峰值引起, 全过程质心最大过载加速度为 1.83g, 说明本文设计的运载器支撑机构可提供较好的着陆缓冲作用, 设计的结果满足工程使用需要。

4 结论

(1) 从图论角度完成了单自由度展开机构方案的分析, 并进行横向对比确立了支撑构型, 排除人为选择的主观性, 该支撑构型收拢高度较小, 可通过支撑板提高侧向刚度。

(2) 结合四杆机构展开与收拢原理, 考虑运载器舱段铰链受力, 以支腿轻量化和改善铰链受力为目标对支撑杆件参数进行了优化, 优化结果满足展开、收拢及下落高度等要求。

(3) 确立了支撑机构方案, 其强度校核结果可满足工程使用条件, 通过支撑板及 $SD2$ 处辅助固定可大幅提高一阶固有频率, 着陆动力学仿真结果充分说明尺度优化的合理性。

安全可靠的支撑机构是运载器平稳着陆的前提和保证, 上述结果可为未来垂直起降运载器支撑机构的研制提供相应的技术支持。

参 考 文 献

[1] 高朝辉, 张普卓, 刘宇, 等. 垂直返回重复使用运载火箭技术分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(2): 145-152.
GAO Zhaohui, ZHANG Puzhuo, LIU Yu, et al. Technical analysis of vertical return reusable launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2): 145-152.

[2] DUMBACHER D, KLEVATT P. DC-XA-First step top a reusable launch vehicle[C]// Space Programs and Technologies Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 1994: AIAA 1994-4682.

[3] 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 Naigang, WU Rong, WEI Changzhu, et al. Analysis on the development status and key technologies of vertical take-off and landing reusable vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 27-42.

[4] 张雪松. Nemo. 蓝色起源的新格伦火箭[J]. 卫星与网络, 2017(4): 68-69.
ZHANG Xuesong. Nemo. New Glenn rocket of Blue Origin[J]. Satellite and Network, 2017(4): 68-69.

[5] 李杨, 刘昶, 王吉飞, 等. 垂直起降运载火箭总体方案研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(S1): 1-6.
LI Yang, LIU Chang, WANG Jifei, et al. Research on the overall plan of the vertical take-off and landing launch vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(S1): 1-6.

[6] 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 Jie, ZHANG Ming, YUE Shuai, 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.

[7] YUE S, TITURUS B, NIE H, et al. Liquid spring damper for vertical landing reusable launch vehicle under impact conditions[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 121(APR.15): 579-599.

[8] DING Z, WU H, WANG C, et al. Hierarchical optimization of landing performance for lander with adaptive landing gear[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2019, 32(2): 24-35.

[9] HUANG M. Control strategy of launch vehicle and lander with adaptive landing gear for sloped landing[J]. Acta Astronautica, 2019, 161: 509-523.

[10] ZHANG H, HUANG Y, MO Z, et al. Mechanism and machine science[M]. Singapore: Springer, 2016.

[11] NISAR S, ENDO T, MATSUNO F. Design and optimization of a 2-degree-of-freedom planar remote center of motion mechanism for surgical manipulators with smaller footprint[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 129: 148-161.

[12] HENRY R, CHABLAT D, POREZ M, et al. Multi-objective design optimization of the leg mechanism

- for a piping inspection robot[C]// ASME 2014 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, New York: ASME, 2014: DETC2014-34057
- [13] HUANG M. Optimization of flapping wing mechanism of bionic eagle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(9): 3260-3272
- [14] YOU W, KONG M, SUN L, et al. Optimal design of dynamic and control performance for planar manipulator[J]. Journal of Central South University, 2012, 19(1): 108-116.
- [15] 张林, 李俊明, 吴承格, 等. 可控装载机构动力学分析与优化设计[J]. 机械传动, 2018, 42(2): 52-56.
ZHANG Lin, LI Junming, WU Chengge, et al. Dynamic analysis and optimization design of controllable loading mechanism[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2018, 42(2): 52-56.
- [16] 李团结, 王鹏. 一种多环闭链空间可展开机构的尺度协同优化设计[J]. 西安电子科技大学学报, 2017, 44(3): 19-24.
LI Tuanjie, WANG Peng. Scale collaborative optimization design of a multi-loop closed-chain space expandable mechanism[J]. Journal of Xidian University, 2017, 44(3): 19-24.
- [17] 李波, 陈晓峰. 空间杆状构架式展开机构拓扑型综合与分析[J]. 上海航天, 2015, 32(1): 25-29.
LI Bo, CHEN Xiaofeng. Topological synthesis and analysis of spatial rod-shaped deployment mechanism[J]. Aerospace Shanghai, 2015, 32(1): 25-29.
- [18] 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, 2015(4): 1-4.
CAI Ganwei, ZHANG Lin, WANG Xiaochun, et al. Configuration design and comprehensive study of multi-degree-of-freedom controllable loading mechanism [J]. Machinery Design and Manufacture, 2015(4): 1-4.
- [19] 王英, 李瑞琴, 宋胜涛. 平面三自由度连杆机构的型综合[J]. 机械传动, 2014, 38(7): 60-62.
WANG Ying, LI Ruiqin, SONG Shengtao. Type synthesis of planar three-degree-of-freedom link mechanism[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2014, 38(7): 60-62.
- [20] 韩春玲, 王修贵, 时述凤. 水工模型试验中的相似性定律[J]. 中国水运(学术版), 2006(10): 67-70.
HAN Chunling, WANG Xiugui, SHI Shufeng. The Law of Similarity in Hydraulic Model Tests[J]. China Water Transport(Academic Version), 2006(10): 67-70.
- [21] 彭小波. 可重复使用新型航天飞行器结构设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.
PENG Xiaobo. Structural design of reusable new space vehicle[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2016.
- [22] ZHANG Wuxiang, WU Teng, DING Xilun. An optimization method for metamorphic mechanisms based on multidisciplinary design optimization[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(6): 1612-1618.
- [23] 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.
- [24] WIERZBICKI T. Crushing analysis of metal honeycombs[J]. International Journal of Impact Engineering, 1983, 1(2): 157-174.
- [25] 王建伟, 王刚, 温激鸿, 等. 航天器发射阶段声振环境载荷控制技术研究进展[J]. 噪声与振动控制, 2011, 31(1): 1-8.
WANG Jianwei, WANG Gang, WEN Jihong, et al. Research progress of acoustic vibration environment load control technology during the launch phase of spacecraft[J]. Noise and Vibration Control, 2011, 31(1): 1-8.

作者简介: 田保林, 男, 1995 年出生, 博士研究生。主要研究方向为宇航空间机构及控制。

E-mail: 19b908094@stu.hit.edu.cn

于海涛(通信作者), 男, 1984 年出生, 博士, 副研究员。主要研究方向为机器人技术、宇航空间机构与控制。

E-mail: yht@hit.edu.cn