适应斜落着陆冲击的一体化结构设计及验证技术

王刚*, 董彦芝, 杨昌昊, 刘峰, 马彬, 张萃, 田鑫, 张正峰, 逯运通

中国空间技术研究院总体设计部, 北京 100094

* E-mail: wgtaurus@163.com

收稿日期: 2014-12-05; 接受日期: 2014-12-25

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 针对探月工程三期月地高速再入返回飞行器着陆结构轻量化要求和钝头体斜落着陆冲击特点, 提出了一体化结构设计方案, 研究了受力形式, 采取数值仿真手段和地面着陆冲击试验, 获得了返回器着陆结构减重 8.4% 的效果, 满足了着陆性能要求.

关键词

斜落
着陆冲击
轻量化
一体化结构

1 引言

探月工程三期月地高速再入返回飞行器是我国首次深空再入返回的航天器, 返回器轻量化要求高, 着陆姿态为返回器倾斜 31° 角, 大底拐角局部着地, 着陆时速达到竖直 13, 水平 10 m/s. 同时, 大梁上设备布局紧凑, 设备间距最小只有 10 mm, 着陆后结构变形有可能使得大梁上设备相互挤压, 影响设备安全和正常工作^[1].

针对着陆结构轻量化要求和钝头体斜落着陆冲击特点, 完成了一体化结构设计和验证. 首先, 建立了仿真分析模型, 对着陆冲击过程中着陆区域各部件如大底、大梁、后端、侧壁等结构的能量分配情况进行仿真分析, 根据能量分配情况进行结构初步设计; 然后, 在满足大梁上设备不相互挤压的基础上对结构进行优化设计, 最终满足轻量化要求; 最后, 开展返回器地面着陆冲击试验, 对结构着陆冲击性能进行验证.

2 设计要素

1) 着陆结构状态

着陆返回器为钟罩形侧壁加球冠形大底构型, 着陆结构包括前端结构、侧壁结构、大梁结构、大底结构(图 1). 着陆时大底结构拐角局部着地.

伞舱布置在侧壁结构球段位置, 着陆时降落伞吊点与返回器质心连线垂直于水平地面, 大梁结构平面与水平面成 31° 夹角(图 2). 大梁上设备安装见图 3.

2) 着陆坐标系

坐标原点: 伞舱吊点处;

X 轴: 返回器质心与吊点的连线, 由质心指向吊点方向为正方向;

Y 轴: 垂直于 X 轴, 由吊点指向落点为正方向;

Z 轴: 与 X, Y 轴构成右手直角坐标系.

3) 着陆冲击条件

(1) 垂直速度 13 m/s, 水平速度 10 m/s;

引用格式: 王刚, 董彦芝, 杨昌昊, 等. 适应斜落着陆冲击的一体化结构设计及验证技术. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 204–212
Wang G, Dong Y Z, Yang C H, et al. Reentry spacecraft integrated structural design and test for slanting pose landing impact (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 204–212, doi: 10.1360/N092014-00476

图 1 返回器结构

图 2 着陆姿态与着陆坐标系

- (2) 返回器倾斜 31° 角.
- 4) 设计要求
- (1) 返回器结构着陆质量 $\leq 170\text{ kg}$;
- (2) 大梁上设备不发生相互挤压.

图 3 大梁设备布局

3 一体化结构设计

3.1 着陆结构受力分析

返回器着陆冲击的时间极短, 冲击效应仅作用在着陆点局部区域, 属于瞬态动力学问题. 返回器着陆结构如图 4 所示. 着陆时冲击力首先从大底局部传递到侧壁后端框上, 经过后端框的拉压变形吸能后, 再传递到大梁上. 返回器大底结构、侧壁结构、大梁结构共同承受着陆冲击载荷.

3.2 冲击能量分配分析

返回器着陆冲击仿真分析是国内外的研究热点之一. 例如, 国外 NASA 的 Benson^[2]提出一种试验原理对“阿波罗”号载人飞船指令舱的着陆冲击问题进行了研究; 国内北京空间飞行器总体设计部利用非线性理论进行推导建立了返回器着陆冲击的动力学模型^[3]; 清华大学也利用有限元等方法在返回器着陆冲击方面做了许多卓有成效的研究^[4].

由于有限元方法具有计算周期短、投入成本低以及重复性好等特点, 可以为结构设计提供先验指导,

图 4 返回器着陆结构示意图

因而有着广泛的应用. 本文采用 LS-DYNA 软件开展返回器着陆冲击动力学分析. 根据返回器各结构件的不同特点, 采用壳单元或体单元建立相应的有限元模型, 对于各部件间的焊接和螺钉连接, 建模时采用共节点的方式进行处理, 在大底内外蒙皮之间、大底内蒙皮与大梁之间、大底外蒙皮与着陆地面之间设置接触.

返回器有限元模型如图 5 所示.

由于土壤材料的本构非常复杂, 目前还没有完善的描述冲击下的应力应变特征的本构关系模型. 本文应用典型的弹塑性模型和可以压溃的泡沫模型^[5] 由于土壤材料参数的复杂性, 在获得了参数的初始值之后, 通过实验对模型中材料参数进行标定.

返回器顶端不同速度下加速度峰值对比如表 1 所示, 由表可见, 在冲击速度大于 8 m/s, 建立的土壤模型与真实土壤特性基本一致.

针对返回器在不同速度工况下的着陆冲击过程进行了仿真计算, 工况如表 2 所示.

着陆姿态仿真过程如图 6 所示. 返回器拐角部位先着地, 之后有所反弹, 在水平速度下向前方翻倒, 着陆点与土壤碰撞区域吸收了着陆冲击大部分能量.

不同工况下各部件能量吸收比例如表 3 所示, 通过对表中各部分能量的吸收比例情况进行分析, 可见:

1) 着陆冲击过程中, 土壤是冲击能量吸收的主体, 占到了总能量的 55% 以上. 这是由于斜落落点区域结构刚度较大, 缓冲空间有限, 主要借助土壤缓冲, 因此需提高返回器局部刚度, 防止结构破损;

2) 返回器大底结构和侧壁结构是吸收能量的主

要部位, 共占总能量的 25% 以上, 可对大底和侧壁进行部分缓冲设计;

3) 大梁结构和侧壁后端框吸收能量较少, 这是由于大梁和后端框为维持结构构型的主要部位, 为了保证设备着陆后不发生挤压, 需重点对大梁和后端框进行刚度设计.

综上, 应尽量提高着陆区域的局部刚度, 以充分利用土壤的吸能作用, 在关注大梁和后端框抗变形能力的同时, 可对大底结构进行部分缓冲设计, 最终保证仪器设备在着陆过程中的安全.

3.3 结构一体化设计

由返回器着陆冲击能量分配可见, 返回器大底、后端框、侧壁、大梁为着陆冲击设计的关键部件, 从传力路径上看, 部件间传力设计也相互影响. 因此, 对这些部位开展一体化设计工作(表 4).

1) 采用防热和承力功能一体化大底结构设计, 大底内层采用了蒙皮加筋金属构型, 外部粘接防热结构, 在轻量化设计同时, 尽量提高大底刚度, 可在小缓冲行程的约束下最大吸收着陆冲击能量;

2) 对着陆冲击区域的后端框、侧壁、大梁接头处采用了长城型构型进行连接, 提高后端框截面属性, 使后端框、侧壁、大梁接头可以一体承力, 提高着陆区域局部刚度, 借助土壤吸能;

3) 采用具备较高比模量和抗冲击性能好的变形镁合金进行井字型承力梁设计, 可对井字型各截面和接头设计进行优化, 从而在其他部位轻量化设计的同时加强大梁局部改善设备变形, 最终保证大梁

图 5 着陆冲击分析模型

(a) 返回器模型; (b) 碰撞模型

表 1 不同竖直速度下土壤模型比对

垂直下落 速度 V(m/s)	峰值加速度(g)		最大回弹速度(m/s)	
	仿真结果	试验值	仿真结果	试验结果
3.5	11.38	17.78	0.30	1.12
6.0	30.14	27.41	0.52	1.32
8.0	49.43	51.98	1.84	1.63
10.0	69.20	66.40	2.52	1.64

表 2 典型工况

工况	X 向速度(m/s)	Y 向速度(m/s)
1	-13	0
2	-13	5
3	-13	10

设备的安全.

初始结构设计后分析结果如表 5 所示, 除后端框局部变形外, 结构完好, 大梁上设备未挤压, 满足设计要求, 但着陆结构重量为 184.6 kg, 需进行减重优化设计.

4 结构减重优化设计

由于着陆区域各结构的刚度强度相互影响, 考虑在满足仪器设备安全要求的基础上对各个部位改进方案进行一体化组合优化, 使结构质量满足设计要求.

4.1 优化工况分析

由于返回器着陆时除竖直速度外还存在水平速

图 6 回器着陆姿态变化情况

表 3 不同工况下各部件能量吸收比例一览表

工况	部件	大底	大梁	后端框	侧壁	土壤	剩余	总能量
1	能量	4.7	0.4	0.6	2.3	16.6	1.7	26.2
	比例	17.8	1.5	2.3	8.8	63.2	6.4	100
2	能量	4.9	0.5	0.5	4.1	17.3	2.8	30.1
	比例	16.4	1.5	1.8	13.6	57.5	9.3	100
3	能量	5.1	0.4	0.4	5.5	25.2	5.1	41.7
	比例	12.2	1.0	1.0	13.1	60.4	12.3	100

表 4 初始结构设计

名称	结构图	详解
侧壁		侧壁桁条厚度均为 1.5 mm
后端框		长城型后端框厚度为 8 mm.
大梁		工字截面为 6, 3, 6 mm
大底结构		防热承力一体化大底, 桁条加筋

度, 因此在对返回器的结构进行优化设计时首先要确定其优化设计的工况, 为了确保优化结果的有效性, 必须选择着陆环境相对恶劣的工况作为优化工况. 对返回器在 Y 和 Z 轴正负方向存在速度时的情况进行分析, 从中得出着陆条件最为恶劣的情况(表 6).

在返回器着陆过程中, 重点考虑大梁上设备的安全, 故依据返回器大梁的变形程度作为返回器优化设计考核的标准. 选择大梁横纵梁靠近落点的端部分别和远离落点的端部之间的距离 D 和 D' 的变化情况作为返回器大梁的变形的评判指标, 在着陆冲击过程中距离 D 和 D' 变化幅值越大的意味着大梁的变形程度越大(图 7).

图 8 为 D 在不同工况下的变化曲线, 从图中可以

表 5 初始结构时的仿真结果

名称	结构图	详解
后端框		靠近落点处局部变形
大梁		大梁变形情况不大
大梁仪器		大梁上仪器未发生挤压
侧壁蒙皮桁条		对应后端框处蒙皮发生局部失稳

表 6 研究工况

垂直速度 $V_x(\text{m/s})$	水平速度	
	$V_Y(\text{m/s})$	$V_Z(\text{m/s})$
-13	10	10
	-10	-10

看出, 当 $V_Y=10\text{ m/s}$ 时 D 的变化幅值比其他工况时明显较大, 说明横纵梁该两点处的距离在 $V_Y=10\text{ m/s}$ 时变形程度最大, 其他工况按变化幅值的大小依次是 $V_Z=-10$, $V_Y=-10$, $V_Z=10\text{ m/s}$. 选择在该工况下进行返回器的结构优化设计.

4.2 优化空间

1) 约束条件

大梁上设备不发生相互挤压.

图 7 结构优化的评判标准

图 8 不同工况下 D 的变化曲线

2) 工况选择

$V_x = -13 \text{ m/s}$, $V_y = 10 \text{ m/s}$.

3) 优化目标

返回器着陆结构质量 $\leq 170 \text{ kg}$.

4) 优化变量

大底、桁条、后端、大梁结构.

4.3 优化过程

由着陆区域受力分析可知, 着陆冲击区域各个结构的刚度相互影响, 因此需在考虑总体质量最优的原则下进行一体化优化设计.

采用试算法分别从构型、尺寸、局部优化三方面对大底、后端框、侧壁桁条、大梁逐步开展了组合优化. 在大底构型上, 采用全桁条、半桁条、三爪型三

种构型优化, 另外, 由于各个结构采用金属结构设计, 也为结构的尺寸优化和局部加强提供了基础. 各个部件间优化方案相互结合, 最终使总体质量最小.

组合优化流程见图 9, 具体优化过程如表 7 所示.

4.4 优化结果

通过对返回器结构进行逐步优化, 得到了返回器的最终优化结果, 从表 7 中可以看出:

1) 返回器着陆冲击区域各个结构的刚度强度相互影响, 需要从总体上考虑各个结构的重量和性能代价, 如大梁工字截面厚度的减薄对返回器着陆冲击性能的削弱, 可以通过加强局部接头以很小的重量代价进行补偿;

2) 最终返回器结构质量为 169.1 kg , 较原重减少 8.4% , 且大梁上设备未发生挤压, 满足着陆冲击要求.

5 着陆冲击地面试验验证

采用平行四边形摆杆机构法进行返回器地面着陆冲击试验, 如图 10 所示. 试验时需考虑由于摆杆旋转所引起的瞬态扰动以及空气阻力的影响.

共进行了 2 次试验, 第 1 次的姿态角为 40.1° , 不满足设计要求. 第 2 次的姿态角为 31.1° , 满足设计要求.

图 9 优化流程

表 7 优化过程

结构	大底	桁条	后端(mm)	大梁	着陆结构重量(kg)	仪器挤压情况
图示					184.6	
初始	全桁条	均一厚度	厚度 8	大梁工字 636	184.6>170	未挤压
	三爪型	均一厚度	厚度 8	大梁工字 636		挤压
1		均一厚度	厚度 8	大梁工字 636	178.1>170	挤压
2		均一厚度	厚度 8	大梁工字 535	172.4>170	未挤压
3		均一厚度	厚度 6	大梁工字 535	179.7>170	未挤压
4		局部加强	厚度 6	大梁工字 535	177.7>170	未挤压
5		局部加强	厚度 6	大梁工字 434	175.5>170	挤压
6		局部加强	厚度 6	大梁工字 434, 红色部位加强为 8	172.8kg>170 kg	未挤压
7		局部加强	厚度 6	大梁工字 433, 红色部位加强为 8	173.8>170	挤压
8		局部加强	厚度 6	大梁工字 433, 红色部位加强为 8	172.5>170	挤压
9		局部加强	厚度 6	大梁工字 433, 红色部位加强为 8	172.1>170	未挤压
10		局部加强	厚度 6	大梁工字 433, 红色部位加强为 8, 浅蓝色为 6	171.3>170	未挤压
11		局部加强	厚度 6	大梁工字 433, 红色部位加强为 8, 浅蓝色为 6	169.1≤170	未挤压

图 10 投放试验示意图

试验姿态控制如表 8 所示。

2 次试验后返回器结构变形如图 11 所示，隔热结构和金属结构均无损坏，返回器结构设计满足斜落着陆冲击要求。

6 飞行试验结果

2014 年 11 月 1 日 6 时 42 分，返回器安全着陆在内蒙古四子王旗。着陆时返回器大底拐角部位先着地，然后返回器翻倒，侧壁着地，着陆姿态和过程与预期分析结果一致(图 12)。着陆后结构完好，大梁上设备工作正常，表明返回器一体化结构设计满足斜落着陆冲击要求。

7 结论

针对探月工程三期月地高速再入返回飞行器着陆结构轻量化要求和钝头体斜落着陆冲击特点，提出了一体化结构设计方案，研究了受力形式，采取数值仿真手段进行了结构减重优化，通过地面着陆冲击试验考核，获得了返回器着陆结构减重 8.4% 的效

果。飞行试验结果表明，返回器一体化结构设计满足月地高速再入返回飞行器着陆性能要求。

图 11 着陆试验后试验件变形

图 12 飞行试验结果

表 8 投放试验姿态控制

次数	水平速度(m/s)	垂直速度(m/s)	落地瞬间姿态角(°)
1	10	13	40.1
2	10	13	31.1

参考文献

- 1 叶培建, 黄江川, 孙泽州, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探. 中国科学, 2014, 44: 543–558
- 2 Benson H E. Land Impact of the Apollo Command Module. AIAA-70-1165, 1970
- 3 孙国江, 于登云, 吴琼. 飞船返回舱着陆撞击分析数学模型. 航天器工程, 1998, 7: 36–43
- 4 马春生, 黄世霖, 张金换, 等. LS-DYNA 的 ALE 方法在飞船返回舱着陆仿真中的应用. 清华大学学报, 2006, 46: 1455–1457
- 5 张大鹏, 雷勇军, 段静波, 等. 土壤参数对返回舱着陆冲击特性的影响分析. 振动与冲击, 2014, 33: 93–99

Reentry spacecraft integrated structural design and test for slanting pose landing impact

WANG Gang, DONG YanZhi, YANG ChangHao, LIU Feng, MA Bin, ZHANG Cui, TIAN Xin,
ZHANG ZhengFeng & LU YunTong

Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program uses the slanting pose with obtuse point impact in the landing process. According to the space light weight requirement, the anti-landing integrated idea is applied in the structural design, studying the structure composing in the landing impact region and landing impact characteristic, analyzing their respective energy effect, and doing the integer optimal by the different combination of the each optimal component design for the objective of minimum mass. The final optimization result indicates that it can reduce 8.4% mass of reentry spacecraft in meeting the landing impact requirement.

slanting pose, landing impact, lightweight, integrated design

doi: 10.1360/N092014-00476