

深空大载荷航天器软着陆气囊制造技术

杨霞^{1,2}, 李少腾¹, 贾贺^{1,2}, 刘乃彬¹, 王垒¹

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 中国航天科技集团有限公司 航天进入、减速与着陆技术实验室, 北京 100094)

摘要: 结合火星全向软着陆气囊构型及高强度性能要求, 研究了深空大载荷航天器软着陆气囊制造技术。以涂覆 Vectran 囊体材料, 运用缝纫、热合等制造工艺分别设计了不同的搭界面结构, 通过缝纫和热合的工艺控制过程对9种结构搭界面的力学性能、气密性能开展测试, 结果表明: 组合式叠缝(20 mm)搭界面构型最优, 强度效率高达85.9%。将该搭界面结构应用于深空大载荷飞船软着陆气囊, 通过飞船投放回收着陆试验, 结果表明: 试验效果良好, 试验中模型着陆稳定, 无侧翻及明显反弹; 试验后检查气囊和模型均结构完好, 没有出现破损现象, 验证了该搭界面构型用于深空大载荷航天器软着陆气囊制造的可行性。

关键词: 深空探测; 缓冲气囊; 涂覆 Vectran 囊体材料; 成型技术

中图分类号: V45

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)03-0324-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210010

引用格式: 杨霞, 李少腾, 贾贺, 等. 深空大载荷航天器软着陆气囊制造技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(3): 324-332.

Reference format: YANG X, LI S T, JIA H, et al. Manufacturing technology for large load spacecraft soft landing airbag[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(3): 324-332.

引言

深空探测对于人类开发利用太空资源、探索宇宙起源具有重大意义^[1]。随着航天技术的发展, 深空探测已成为体现国家综合国力和科技发展水平的重要标志。在深空探测领域, 缓冲气囊能够利用其在星球表面的弹跳将探测器的动能转化为势能, 利用囊体对空气的压缩和通过微孔对空气进行释放降低能量, 从而实现探测器软着陆。缓冲气囊具有轻薄、柔软、易实现、易折叠、收藏体积小、密封性好、成本低廉, 以及适应性强、可靠性高、工作性能稳定^[2]等软着陆优点。典型的应用缓冲气囊进行软着陆的火星探测器有美国发射的“火星探路者号”(Mars Pathfinder, MPF)、“火星科学实验室”(Mars Science Laboratory, MSL)、“好奇号”(Curiosity)、“机遇号”(Opportunity), 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)发射的“ExoMar-2016”以及前苏联的“火星1960A号”(Mars 1960A)^[3]。

在航天工程应用中, 火星探测器缓冲气囊采用全向式设计^[4], 每个气囊都由6个相同体积的囊体按等边三角形结构有序排列为球体瓣, 4个相同的等边三角形组成正面体全面包围着陆器, 实现全方位保护着陆器

的作用^[5-6]。火星探测器全向缓冲气囊原理样机如图1所示。气囊材料是保证系统性能的主要因素之一, 满足质量轻、拉伸强度高、撕裂强度高、低透气性、低温适应性、耐高温, 以及良好的制造性能。



图1 火星全向缓冲气囊原理样机

Fig. 1 Mars omni-directional cushion airbag experimental prototype

气囊采用 Vectran 纤维作为基布材料, Vectran 是一种高弹性、高强度、低吸湿率且高耐磨的多芳基纤维材料^[5]。Vectran 纤维熔点较高, 可在 250 ℃ 左右形成液晶向列型熔融物, 可以进行熔融聚合和熔纺。与现行

常用的材料相比, Vectran纤维具有高模量、高度的尺寸稳定性、极低的回潮率^[7]以及出色的抗弯曲疲劳和耐摩擦性能。Vectran以其优异的材料性能被广泛应用于军事和航空航天领域,可用来制造各种气囊、飞艇等的蒙皮材料。美国“火星探路者号”的着陆气囊系统就是用芳香族聚酯液晶纤维中的Vectran纤维来制作底布材料。英国Lindstrand公司平流层飞艇的艇膜中,作为主结构的承力层纤维材料是合成纤维,首选强力重量比最高材料也是Vectran及PBO纤维^[8-9]。Vectran纤维的合成示意图如图2所示。

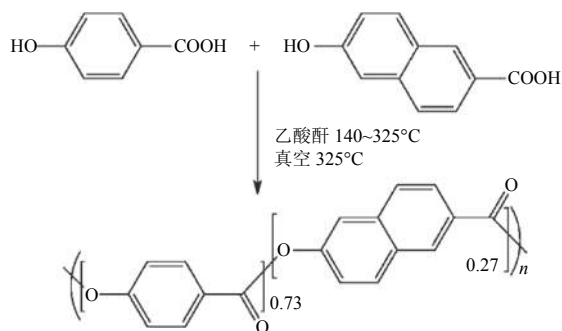


图2 Vectran纤维的合成示意图^[7-8]
Fig. 2 Diagram of Vectran fiber synthesis

本文围绕高性能火星全向缓冲气囊成型技术开展研究,通过拼接和热合工艺过程控制措施,以及搭接部位性能的功能检测、力学性能试验和气密性试验等,分析高性能Vectran气囊材料拼接结构形式设计、热合和缝纫工艺参数对气囊拼接强度的影响,以期解决Vectran材料热合与缝纫组合结构的气囊成型技术难题。

1 软着陆气囊搭接面结构方案设计

气囊的拼接^[9]处起到结构连接的作用。接缝处存在应力集中的现象,因其采用多层结构,延展性与本体材料相差较大;而且接缝之间存在轻微的几何不连续性。当气囊受到快速膨胀冲击和着陆缓冲充气时,拼接处必须能够在低温条件下承受住各种应力。因为整个气囊结构的拼接长度占气囊周向总长度的1/5,而且拼接采用多层织物,所以拼接在气囊系统总质量中的比例是不可忽视的。为减轻气囊总质量,拼接设计的最佳方案就是在满足结构要求和拼接强度系数的前提下选择最优结构。

在拼接技术中影响拼接强度系数的因素很多,最主要的有搭接面结构设计、缝纫和热合工艺过程、热合过程控制措施等3个方面。

1.1 囊体的热合搭接面结构

火星全向缓冲气囊用材料为Vectran复合材料^[10],

Vectran气囊复合材料结构形式如图3所示,其中承力织物又可称为增强体或基布层,承受囊体的全部压强,织物的结构形式为平纹布,构成布的纱线的粗细、捻数和布中的排列密度等因气密层的不同而有差异。阻隔层采用美国杜邦(DuPont)公司生产的S型Mylar聚酯膜。防老化层采用聚偏氟乙烯PVDF和聚氟乙烯PVF膜,产品在耐候、耐弯折、耐磨损、自洁性方面都有很好的性能。

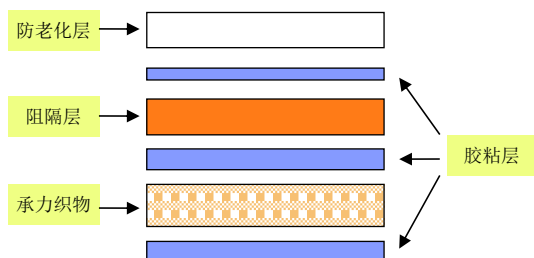


图3 Vectran气囊复合材料结构^[7]
Fig. 3 Vectran composites structure for air bag^[7]

Vectran热合拼接结构设计包括接头形式和搭接长度的确定,热合拼接结构如图4所示。搭接形式^[11]主要有平接、对接、斜接,在接头的设计中,要求热合后的接头抗拉强度和抗剪强度高,而对不均匀抗扯强度和抗剥离强度的要求较低,但要保证接头工艺性好,容易制造。根据接头的设计原则,通过对以上3种接头结构形式进行对比分析发现:单一的对接和斜接形式抗拉力较差,如果借助热合条对接和斜接形式改进,虽然抗拉力增强,但试件重量也随之增加,且工序较复杂,制造难度也增加。接头采用平接形式,能够保证抗拉强度和抗剪强度,制作工序简单,试件重量较轻。因此热合接头形式采用平接形式。

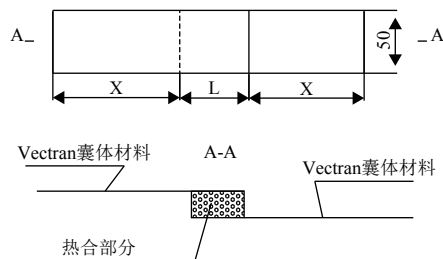


图4 Vectran热合形式
Fig. 4 Vectran bonding structure

通过工程试验数据分析,在搭接部位热合参数相同的条件下,搭接有效长度无限增加并不能有效提高拼接部位的强度系数。考虑到节约成本、减轻产品重量等因素,最终的设计热合搭接长度 L 拟用15、20、25 mm 3种尺寸。

1.2 囊体的缝纫搭接面结构

Vectran缝纫拼接结构形式设计包括缝纫用线、缝纫形式和线迹密度的确定。由于Vectran缝线目前国内制造有一定的困难,国外引进原材料成本较高,经计算,Vectran缝线与芳纶线相比,强度比较接近,缝纫用线选择了芳纶线,搭接形式采用锁缝和叠缝两种形式。

缝合部受力情况如图5所示,在外力沿y方向作用于缝合部的状态下,上、下层织物反向拉伸,产生错移;针脚上、下线亦反向拉伸,并在扣合部位受剪切力。单位长度缝合部y向的结合强度即为该长度上的各针脚缝线的扣合强度和(织物间的摩擦力忽略不计)

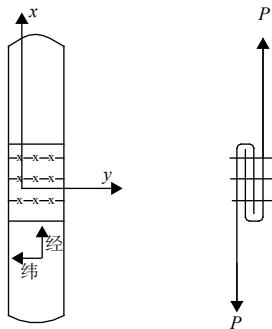


图5 搭接缝合部受力图
Fig. 5 Force diagram of lap joint suture

$$P_{0x} = 2P_x k \tau M L a \quad (1)$$

其中: P_x 为缝线强度; τ 为缝线的剪切系数; κ 为缝线的有效系数; M 为线迹密度; L 为有效缝合长度。

对于芳纶线,缝合部的强度 P_{0x} 至少等于材料本身强度,因此缝线行数和线迹密度为

$$Ma \geq \frac{P}{2P_x k L \tau} \quad (2)$$

由式(1)和式(2)计算得出缝合部的线迹密度 M 为 30_0^{+5} 针/100 mm,缝线行数为3行时,缝线的扣合强度满足要求,线迹密度和缝纫行数继续增大并不能提高缝合部的强度。与之相反,过大的线迹密度和过密的线迹行数会加速搭接部位强度损失。

缝合部缝纫形式的设计需考虑缝纫用线、线迹密度、缝纫长度和搭接形式等几方面因素。试件材料为Vectran复合材料(涂层),试件加工缝纫形式为3行直行线迹,线迹密度 $M = 30_0^{+5}$ 针/100 mm,搭接形式锁缝和叠缝,搭接长度取 L_1 、 L_2 两个尺寸。搭接形式如图6所示。

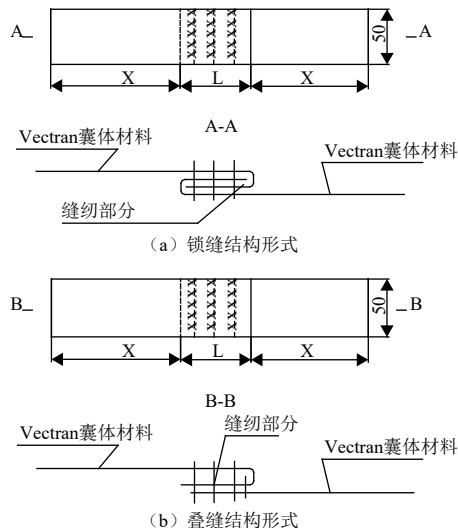


图6 Vectran缝纫拼接形式
Fig. 6 Vectran stitching form

1.3 囊体的缝纫与热合组合搭接面结构

采用Vectran复合涂层材料制成的样件材料,试件按缝纫加工结构形式规定开展加工:缝纫形式为3行直行线迹,线迹密度 $M = 30_0^{+5}$ 针/100 mm,缝纫用线选择单根强度为300 N的芳纶线。缝纫搭接部位采用锁缝和叠缝两种形式,搭接长度取 L_1 、 L_2 两种尺寸,缝纫完成后依据热合形式的要求开展热合密封,搭接形式如图7所示。

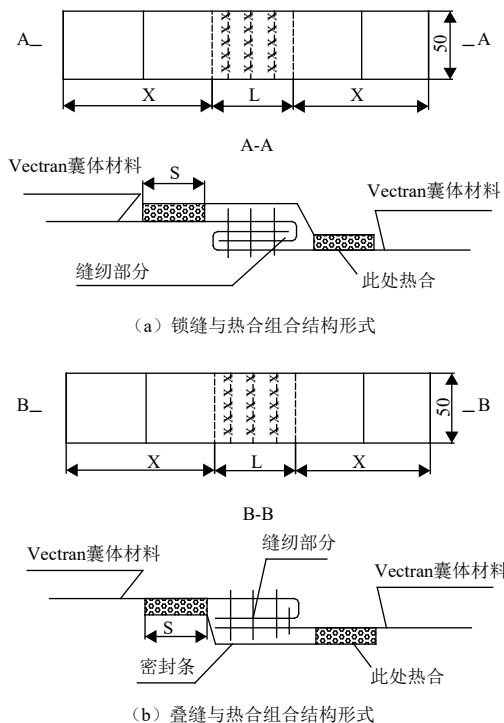


图7 Vectran缝纫与热合组合形式
Fig. 7 Vectran sewing and thermal combination form

2 囊体搭接面构型性能研究

2.1 囊体本体材料性能试验

材料试验包括面密度、材料拉伸负荷及断裂伸长率^[12]、透氦率^[13]等性能检测，拼接试件强度试验，主要验证拼接结构是否满足气囊应用需求。

1) 囊体本体材料面密度检测

试验测试仪器为电子天平，面密度定义为单位面积材料的重量，即为 g/m^2 ，精确至 $1\text{ g}/\text{m}^2$ 。在样品的纬向方向同一水平线上由左至右裁出尺寸为 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 的待测样品，先在自然环境中放置 24 h ，再用灵敏度 1 mg 以上的天平称取每个样品的重量，计算重量平均值，用平均值计算出面密度。

2) 囊体本体材料拉伸负荷及断裂伸长率检测

试验测试仪器为拉力试验机，采用伸长仪测试断裂伸长率，伸长仪标线间距离 100 mm 。试样拉伸断裂后，记录试样断裂所需负荷值和相应的标线间伸长值，试件断裂若发生在夹口处，则试验无效。

3) 囊体本体材料气密性能检测

透氦率测试也称作气体阻隔性测试或透气性测试，主要考察薄膜、薄片对常见无机型气体的阻隔性能^[14]。测试方法采用GB/T1038-2000《塑料薄膜和薄片气体透过性实验方法——压差法》，试验测试仪器为压差法气体渗透仪，采用氦气透过量的测量来确定材料和拼接样件透氦率。材料气体阻隔性采用压差法测试，试样为直径 $\Phi 97\text{ mm}$ 的圆片，要求试样无折皱、褶皱、针孔、污渍，取样时材料样件无特殊要求，直接裁剪 $\Phi 97\text{ mm}$ 的圆片；拼接样件裁剪前将拼接部位放置在试样的中心位置，将裁剪好的样件按照原材料样件、拼接样件分成两组进行测试。在装夹试样时，要使用专用滤纸和真空油脂，以保证试样平整和试验气密性。透氦率实测均值为 $372\text{ L}/\text{m}^2\cdot\text{d}\cdot 0.1\text{ MPa}$ 。

4) 囊体本体材料性能结果

材料搭接部位基本性能的测试结果见表1。从结果可以看出，工艺拼接样件阻氦率为 $3.72\text{ L}/\text{m}^2\cdot\text{d}\cdot 0.1\text{ MPa}$ ，原材料阻氦率 $3.7\text{ L}/\text{m}^2\cdot\text{d}\cdot 0.1\text{ MPa}$ ，两者阻氦率相近，

表 1 材料搭接部位基本性能测试结果

Table 1 Test results of basic properties of materials lap joint	
技术指标	实测平均值
面密度/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-2})$	213
拉伸负荷 $(\text{N}/5\text{ cm})$	2983
拉伸断裂伸长率/%	6.6
原材料透氦率/ $(\text{L}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{d}\cdot 0.1\text{ MPa})$	3.7
工艺拼接样件透氦率/ $(\text{L}/\text{m}^2\cdot\text{d}\cdot 0.1\text{ MPa})$	3.72

说明原材料经过拼接后搭接部位密封性良好。对材料给整体结构进行分析，材料阻氦率还是偏高，可以通过提高Vectran本体材料的面密度值，来降低材料阻氦率，提高材料气密性。

2.2 囊体搭接面结构性能试验

试件的搭接强度试验是为了考核试件搭接部位的强度。试验设备为纺织材料拉力试验机，常温常湿环境，传感器额定强力为 10 kN ，所用夹具为带类夹具，拉伸速度为匀速拉伸，拉伸方法为单向拉伸，试验合格判据为拉伸过程中试件材料有丝状拉出，并通过拉力机加载试验测试试件力学性能指标。

2.2.1 取样方法

机织物复合材料通常都是成固定幅宽的整卷成品，为了保证式样具有代表性、避开褶皱和疵点，应如图8所示进行取样，式样剪取时，保证式样的长度边缘与相应方向的纱线平行，注意式样两侧不能有纱线纤维的散失。

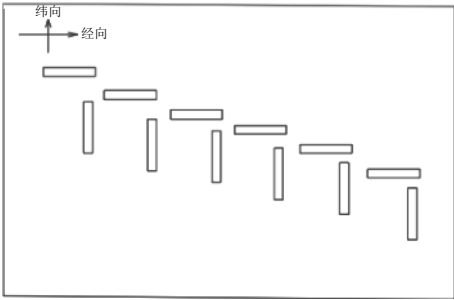


图 8 取样示意图
Fig. 8 Sampling diagram

2.2.2 试样尺寸

对于规定尺寸的试验，以恒定伸长速率，沿试样长度方向拉伸至断裂，记录并计算抗拉强度和断裂伸长率。试验从一个检测批样品剪取两组试验，一组为经向试样，另一组为纬向试样。试样为长条状，如图9所示，采用切割条样法准备试样。每块试样有效宽度为 $50 \pm 0.5\text{ mm}$ ，其有效长度 $300 \pm 2\text{ mm}$ 的要求。取总长度 $850 \pm 5\text{ mm}$ ，距端部 275 mm 处为缠绕式加持线。

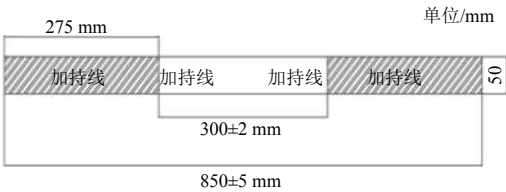


图 9 试验尺寸示意图
Fig. 9 Diagram of test size

2.2.3 试验方法

- 1) 环境温度为 $25 \pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，相对湿度为 $55\% \pm 4\%$ ；
- 2) 开试验机，调整记录装置的起点（0点）；
- 3) 将试验机夹具机头间隔距离长度调整为 $300 \pm 2\text{ mm}$ ，在夹具中央夹上试样，使其纵向中心线通过夹持面的中心线，以保证拉力中心线通过试样的中心线；
- 4) 夹紧试样，试样应在全部幅面上被握紧，采用预张力夹持，设定膜材试样的预张力值为10 N；
- 5) 试验设备为纺织材料拉力试验机，常温常湿环境，传感器额定强力为10 kN，所用夹具为带类夹具，拉伸速度为匀速拉伸，拉伸方法为单向拉伸，试验合格判据为拉伸过程中试件材料有丝状拉出，并通过拉力机加载试验测试试件力学性能指标。开启试验机，试验中的恒定伸长速率为150 mm/min，拉伸试样至断裂，记录最大力值和断裂伸长量，测试数量汇总如表2所示。

表 2 样件测试数量汇总表
Table 2 Summary of sample test quantities

编号	名称	搭接宽度/ mm	试件 数量
A1-A9	Vectran热合拼接样件	10	9
B1-B9	Vectran缝绉拼接样件-叠缝	15	9
B10-B18	Vectran缝绉拼接样件-叠缝	20	9
B19-B27	Vectran缝绉拼接样件-锁缝	15	9
B28-B36	Vectran缝绉拼接样件-锁缝	20	9
C1-C9	Vectran缝绉与热合组合拼接样件-叠缝	15	9
C10-C18	Vectran缝绉与热合组合拼接样件-叠缝	20	9
C19-C27	Vectran缝绉与热合组合拼接样件-锁缝	15	9
C28-C36	Vectran缝绉与热合组合拼接样件-锁缝	20	9
D1-D9	Vectran本体样件	—	9

2.2.4 试验过程

试验过程中试件全部从材料根部断裂，试验样件和试件拉断现象如图10~11所示，Vectran织物受力失效后组织纤维变化情况如图12所示。

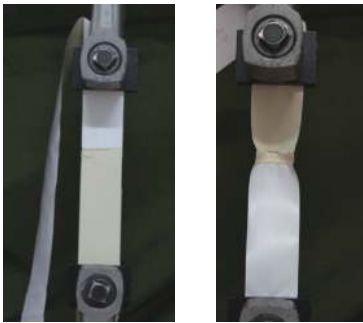


图 10 热合试件强度试验现象
Fig. 10 The strength test of thermal bonding specimen



图 11 缝绉与热合组合形式试件强度试验现象
Fig. 11 The strength test of sewing and thermal combination specimens

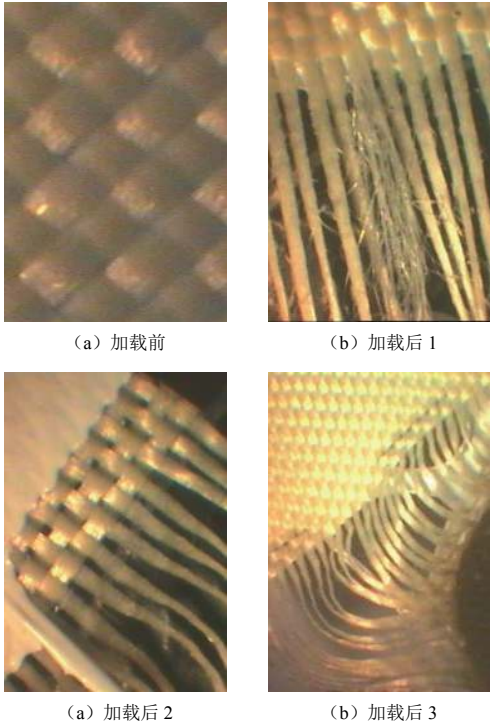


图 12 Vectran样件拉伸后织物纤维断裂现象
Fig. 12 Fracture phenomenon of fabric fibers inside the Vectran material after specimens stretching

图10和图11分别是试件拉力试验的几种典型现象, 其中图11中(a)所示为热合样件搭接部位上部丝状拉出, 图11中(b)所示为试件搭接部位上部和下部丝状拉出, 图11中(c)所示为试件搭接部位热合条上下部分丝状拉出, 图11中(d)所示为试件搭接部位热合条和连接处全部丝状拉出断裂。图12是试件拉伸后在显微镜下观察的组织纤维断裂情况, 从图中可以清晰地看到Vectran织物受力失效后组织纤维变化情况, 失效部位分布在缝纫和热合的搭接处。

2.2.5 试验结果

试验结果表明: 试件断裂的部位分布在搭接部位的上部或下部, 断裂方式为丝状拉出^[14]。Vectran囊体材料在热合和缝纫过程中, 搭接部位的织物受到程度不同的强度损失, 缝纫刺穿次数愈多、热合强度^[15]愈大, 则强度损失愈大。试件拉伸强度变化数据曲线如图13所示。

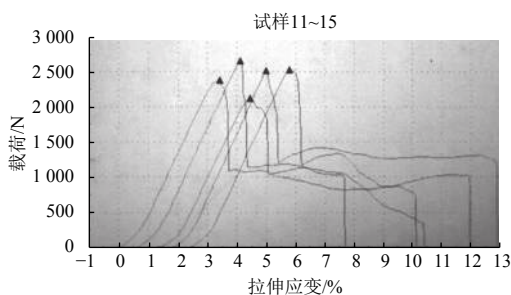


图13 试件拉伸强度变化数据曲线

Fig. 13 The data curve of specimen tensile strength change

缝合强度系数^[17]等于缝合部强度 P_n 与材料强度 P_0 之比(P_n/P_0)，计算得出试件的缝合强度系数，如图14所示，Vectran缝纫与热合组合拼接形式-叠缝(L_2)形式的强度系数最大，为0.859。设计师可参考该强度系数值，根据不同产品的强度系数指标要求不同选择最优拼接形式。

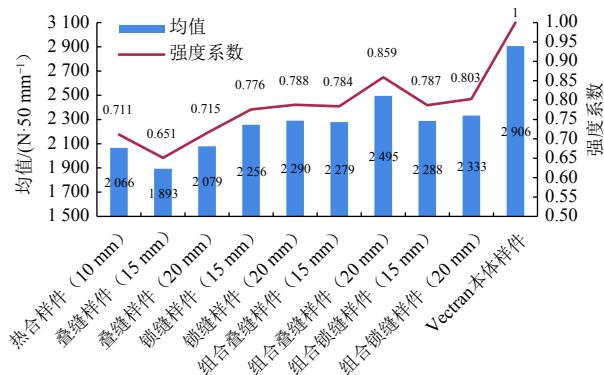


图14 不同结构试件的强度系数对比图

Fig. 14 Comparison of strength coefficient of specimens with different structures

3 软着陆气囊成型工艺技术

3.1 关键技术

Vectran囊体材料热合技术为试件制造的关键技术, 该技术是缝纫与热合组合拼接工艺的基础。通过热合过程中不断调试机器参数、进行试件加工和强度试验验证, 以确定材料的熔融温度, 刀头的温度范围、输出电压、电流频率、热合时间及冷却时间指标, 进而改进、完善Vectran囊体材料热合工艺, 使得热合样件既能达到气囊承受相应压力的指标又能保证气囊气密性的要求。

3.2 气囊成型工艺

拼接工艺是指将按照样板裁下的裁片有序地进行连接, 使之达到不低于材料本身强度和气密要求的过程。它取决于材料的性质及工艺方法。试件的热合参数更为复杂, 影响热合强度的因素包括: 温度、压力、时间等。热合是热与力共同作用的结果。热作用加速了分子的热运动, 分子链段被激发, 分子链段之间相互缠绕, 最终使薄膜热合层之间相互熔合^[16]。

Vectran囊体材料为单面涂层的气囊材料, 其外防护层为Vectran囊体材料, 该材料熔点在300℃以上, 普通的热合焊机、热风焊接机等难以使气囊材料表面熔合, 针对这个特点, 热合样件采用高频热合的方式, 同时采用直接搭接形式对材料进行拼接, 该搭接形式具有剥离强度高、气密性好、优化囊体结构重量、工艺简单等优点。

在拼接样件加工初期可依据相关的热合工艺参数较少, 因此在实际操作过程中出现了一些工艺技术难点问题, 并对其进行攻关突破。热合功率较低时Vectran复合材料热合面热合不牢固, 热合功率较高时Vectran复合材料热合面因热合过度而发生褶皱且伴随热合模具打火, 有材料被击穿的现象。通过反复调试机器, 调整热合机器的输出功率、电流频率、热合时间、热合压力大小, 改进模具(刀头)形状和尺寸, 最终确定合适的热合方法。在热合过程中通过对模具包裹绝缘材料(材料结构为聚四氟乙烯), 下电极板上采取与模具相同的措施以达到绝缘效果。通过拼接工艺试件、不断摸索热合方法并进行试验验证, 最终确定Vectran囊体材料拼接热合工艺。样件的高频热合过程如图15所示。

拼接样件的热合工艺流程: ①机器参数调整, 电源电压380 V, 电源频率50 Hz, 震荡频率, $27.12 \pm 0.6\%$ MHz, 输出功率9 000 W; ②机器预热, 根据调整的机器参数对试件进行预热合操作, 确保机器正常

运行，安装模具并对模具进行调试，设备预热完成后，进行空载震荡试验；③热合样件，将样件拼接部位放置在模具下方，用右脚推踏推杆，使模具下降并与囊体材料紧密接触，同时左脚踏脚踏开关，热合3~5 s，冷却固化。

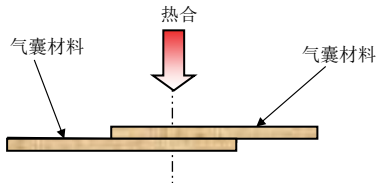


图 15 热合样件工作过程示意图
Fig. 15 Schematic diagram of working process of thermal bonding sample

4 软着陆气囊整体气密试验与高空投放试验

为了验证组合叠缝（20 mm）搭接面构型的可靠性和应用到深空大载荷航天器软着陆气囊制造的可行性，对已研制的软着陆气囊展开了气密性试验和高塔投放试验。

4.1 气密试验

囊体的进气阀和气囊组件之间相关的联试为气量分配试验，气量分配试验系统如图16所示，待试产品安装如图17所示，产品安装后的试验系统示意图如图18所示。利用高压气源进行充气，当内侧压力达到超压20 kPa时停止充气。充气过程中随时观察浮气球的状态。停止充气后，关闭气源，排尽充气管路中的剩余气体，将囊体保持4 h，记录压力变化情况，如表3所示，压力值趋于平稳。

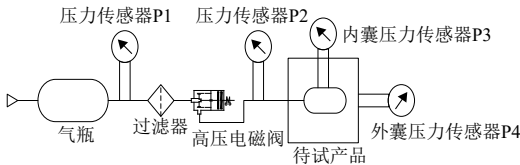


图 16 试验系统图
Fig. 16 Test system diagram

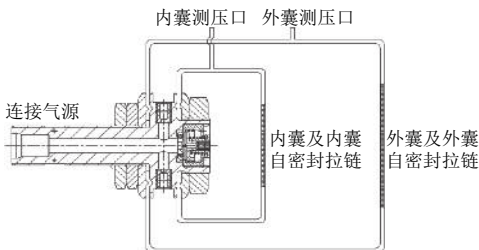


图 17 待试产品安装结构图
Fig. 17 Installation structure drawing of the product to be tested



图 18 产品安装后试验系统示意图
Fig. 18 Diagram of the test system after installation

表 3 浮空气球地面充气耐压试验数据表
Table 3 Data sheet of ground aeration test of floating air ball

充气结束后时间	压力测量结果/（20 kPa）
0 min	19.8
10 min	19.6
20 min	19.6
35 min	19.4
50 min	19.5
1 h	19.8
2 h	19.6
3 h	19.2
4 h	19.2

4.2 软气囊投放试验

验证组合叠缝（20 mm）搭接面构型的有效性，进行地面投放试验模拟航天器的着陆缓冲过程，试验模型为刚性框架-蒙皮结构，下部大底直径为4 m，上部为圆锥体与半球头结合形状，模型总高度为4.3 m，配重为7 000 kg，质心位置轴线距底部1.5 m。投放试验在20 m高的龙门架上进行，试验时将刚性模型吊挂在投放装置上，在通过充气管路连接外部充气设备依次充满6个气囊（图19），其中外囊充气压力5 kPa，内囊充气压力20 kPa，然后将模型起吊至一定高度，通过投放装置解锁模型，模型自由下落，获得一定的垂直速度着地，实验过程如图20所示。

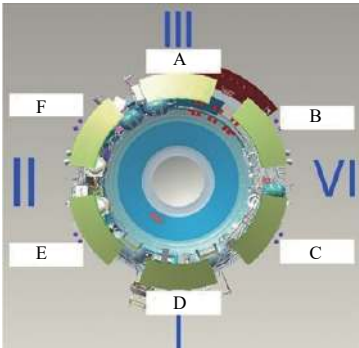


图 19 6个软着陆气囊布局示意图
Fig. 19 Layout diagram of 6 soft landing airbags

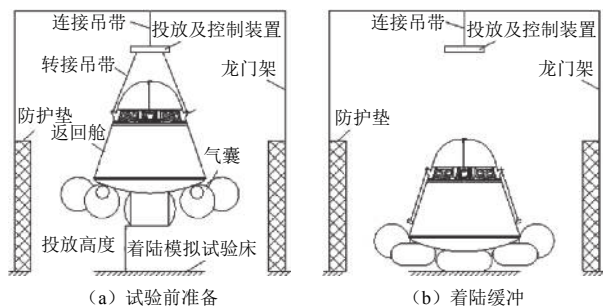


图 20 投放试验过程
Fig. 20 Drop test process

试验过程中模型着陆稳定, 无侧翻及明显反弹; 试验后检查气囊和模型均结构完好, 没有出现破损现象, 模型在内囊的支撑作用下未与地面发生接触; 试验中各产品工作正常。

5 结 论

本文主要介绍了深空大载荷航天器软着陆气囊成型技术在深空探测回收系统、航天器回收着陆缓冲气囊产品和空间充气展开结构等型号中的广泛应用。通过对一种应用于深空探测的软着陆气囊囊体本体材料的性能技术进行研究, 解决了囊体复合材料热成型工艺的技术难题, 掌握了Vectran囊体材料的拼接工艺技术。软着陆气囊制造实现了对7 000 kg的航天器着陆提供完好的保护功能, 且有效的耗散能量能满足深空大载荷航天器软着陆气囊的制造要求。缓冲气囊成型技术研究在航天器气囊制造方面取得的成果为后续相关型号气囊产品研制奠定了基础。

参 考 文 献

- [1] 林栩凌, 郭志强, 杨颂, 等. 一种应用于深空探测的弱信号探测技术[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(9): 1-4.
LIN X L, WU Z Q, YANG S, et al. A weak signal detection technique applied in deep space exploration[J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(9): 1-4.
- [2] 廖航, 竺梅芳, 雷江利, 等. 大质量航天器气囊着陆缓冲过程研究[J]. 航天返回与遥感, 2020(41): 28-38.
LIAO H, ZHU M F, LEI J L, et al. Airbag landing research of massive spacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020(41): 28-38.
- [3] 徐西宝, 白成超, 陈宇昊, 等. 月/火探测软着陆制导技术发展综述[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 719-729.
XU X B, BAI C C, CHEN Y S, et al. A survey of guidance technology for Moon/Mars soft landing[J]. Journal of Aeronautics, 2020, 41(6): 719-729.
- [4] 张瑶. 火星探测器动力下降段软着陆[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
ZHANG Y. Research on Mars landing guidance design for powered descent phase[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [5] 文桂林, 肖久如, 尹汉锋, 等. 全向式多室连通火星着陆缓冲气囊的多目标优化设计[J]. 机械工程学报, 2015, 51(15): 135-141.
WEN G L, XIAO J R, YIN H F, et al. Multi-objective optimization design of omni-directional multi-chamber airbag for landing on Mars[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(15): 135-141.
- [6] 荣伟, 鲁媛媛, 包进进, 等. 火星探测器减速着陆过程中若干问题的研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 445-453.
RONG W, LU Y Y, BAO J J, et al. Several problems relative with descent and landing process of Mars explorer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 445-453.
- [7] 杜以军. 火星探测器软着陆缓冲气囊系统[D]. 上海: 东华大学, 2014.
DU Y Q. Mars rover landing airbag impact attenuation system[D]. Shanghai: Donghua University, 2014.
- [8] 覃俊, 王焯, 陈丽萍, 等. 芳香族聚酯液晶Vectran纤维的性能与应用[J]. 纺织科技进展, 2017(12): 1-4.
TAN J, WANG Y, CHEN L P, et al. Properties and application of aromatic polyester liquid crystalline Vectran fiber[J]. Progress in Textile Science & Technology, 2017(12): 1-4.
- [9] 刘羽熙. Vectran纤维的光老化行为及其防护研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
LIU Y X. Study on photoaging behavior and protection of Vectran fibers[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
- [10] 高世阳, 原晓城. 一种模压法制备大型耐老化海上浮力气囊制作技术和应用[J]. 橡塑资源利用, 2019(3): 1-6.
GAO S Y, YUAN X C. The invention relates to a large aging resistant Marine buoyancy air bag prepared by molding method[J]. Rubber & Plastics Resources Utilization, 2019(3): 1-6.
- [11] 廖惠东, 钟利萍, 刘杰, 等. Vectran材料的抗拉性能仿真与验证[J]. 计算机仿真, 2016, 33(2): 413-417.
LIAO H D, ZHONG L P, LIU J, et al. Simulation and verification of tensile properties of Vectran material[J]. Computer Simulation, 2016, 33(2): 413-417.
- [12] 张禹, 郭璟, 罗震, 等. 搭接形式对铝/黄铜异种热补偿电阻点焊接头的组织与力学性能影响[J]. 焊接学报, 2017, 38(3): 37-40.
- [13] 张利, 李普旺, 杨子明, 等. 高性能改性聚乙烯醇薄膜的制备及性能表征[J]. 功能材料, 2020, 51(4): 04153-04159.
ZHANG L, LI P W, YANG Z M, et al. Preparation and characterization of high performance modified polyvinyl alcohol film[J]. Journal of Functional Materials, 2020, 51(4): 04153-04159.
- [14] 刘帅, 朱仁胜, 张金奎, 等. 浮空器蒙皮材料老化后透氢率实验研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(7): 25-28.
LIU S, ZHU R S, ZHANG J K, et al. Experiment on helium permeability of aerostat aging envelope material[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(7): 25-28.
- [15] 郑磊, 易怀强, 王加余, 等. Vectran纤维层压织物撕裂性能研究[J]. 上海纺织科技, 2018, 46(1): 8-9, 42.
ZHENG L, YI H Q, WANG J Y, et al. Tearing strength of Vectran fiber laminated fabric[J]. Shanghai Textile Science & Technology, 2018, 46(1): 8-9, 42.
- [16] 冯利军. 获得塑料薄膜最佳热合条件的研究探讨[J]. 绿色包装研究, 2017(1): 33-36.
FENG L J. Study on the optimal conditions of the heat gain of plastic film[J]. Green Packaging, 2017(1): 33-36.
- [17] 《降落伞技术导论》编写组. 降落伞技术导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1977.

Compilation Group of Introduction to Parachute Technology.
Introduction to parachute technology[M]. Beijing: National Defense
Industry Press, 1977.

作者简介:

杨霞(1986-),女,工程师,主要研究方向:航天器回收着陆系统降落
伞与气囊技术。

通讯地址:北京市5142信箱269分箱(100094)

电话:(010)68114724

E-mail: 499295396@qq.com

贾贺(1983-),男,研究员,研究生导师,主要研究方向:航天器回收
着陆系统总体设计。本文通讯作者。

通讯地址:北京市5142信箱269分箱(100094)

电话:(010)68114726

E-mail: chinajiah@163.com

Manufacturing Technology for Large Load Spacecraft Soft Landing Airbag

YANG Xia^{1,2}, LI Shaoteng¹, JIA He^{1,2}, LIU Naibin¹, WANG Lei¹

(1. Beijing Institute of Space Mechanics&Electricity, Beijing 100094, China;

2. Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, CASC, Beijing 100094, China)

Abstract: Combined with the configuration and high strength performance requirements of Mars omnidirectional soft landing airbag, the paper focuses on a manufacturing technology for a soft landing airbag to land large load spacecraft. This paper takes Vectran high-performance composite material as an example, and uses the characteristics of manufacturing processes such as sewing and heat sealing to design different overlapping surface structures. Through the control of the sewing and heat-sealing process, the mechanical properties and air tightness of 9 kinds of overlapping surface structures are tested, and the optimal structure of the combined lap joint (20mm) lap surface is obtained, and the strength efficiency is high as 85.9%. The overlapping surface structure is used in the manufacturing process of such a landing airbag, and the spacecraft launch recovery landing test is carried out. In the test, the model landing is stable without rollover and obvious rebound. After the test, the airbag and model structure are in good condition without damage. The results verify that the feasibility of the overlapping surface configuration can be used in the manufacture of a landing airbag for large load spacecraft.

Keywords: deep space exploration; cushion airbag; coating Vectran airbag material; molding technology

Highlights:

- For the first time, the sewing non-thermal bonding process of Vectran materials was applied to cushion airbag products.
- Break through the characteristics of single performance of airbag material splicing process.
- Solve the problems of poor lap strength cloth matrix composites.
- Verify the reliability of the key technology of combination splicing of high strength flexible fabric.
- To realize the molding process of large complex deep space exploration total buffer airbag.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 刘勇]