



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2401448

引用格式:杨志维,张焯轩,王小春,等.基于复合材料铺层方式差异的导弹发射筒结构损伤失效数值仿真[J].科学技术与工程,2025,25(5):1920-1926.

Yang Zhiwei, Zhang Chaoxuan, Wang Xiaochun, et al. Numerical simulation on damage and failure of missile launcher structure based on difference of composite material layering mode[J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(5): 1920-1926.

武器技术

基于复合材料铺层方式差异的导弹发射筒结构损伤失效数值仿真

杨志维¹, 张焯轩¹, 王小春¹, 刘柯辰²

(1. 湖南航天有限责任公司, 长沙 410205; 2. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016)

摘要 为探究碳纤维复合材料在便携式武器中的应用,开展了发射筒结构性能与复合材料铺层方法的技术研究。通过试验获取某型发射筒的工作压力,并应用有限元数值仿真方法建立不同的碳纤维复合材料铺层模型,进而对发射筒在工作载荷下的力学性能进行研究。研究表明,碳纤维铺层方式对发射筒的刚度及损伤失效有较大影响。发射筒在相同工作压力、相同铺层层数和总厚度的条件下,铺层方式I的发射筒结构最大变形为2.41 mm,方式II最大变形为7.66 mm,后者是前者的3倍多。根据Hashin失效准则,方式I的碳纤维筒体未出现损伤,方式II的筒体除中间第6~12层纤维层未出现损伤外,其余各层均萌生了较大范围的起始损伤点。研究结果可为发射筒的结构设计和碳纤维复合材料铺层方案提供参考。

关键词 发射筒; 碳纤维复合材料; 损伤失效; 数值仿真

中图分类号 TJ768.2 TP391.9; **文献标志码** A

Numerical Simulation on Damage and Failure of Missile Launcher Structure Based on Difference of Composite Material Layering Mode

YANG Zhi-wei¹, ZHANG Chao-xuan¹, WANG Xiao-chun¹, LIU Ke-chen²

(1. Hunan Aerospace Limited Liability Company, Changsha 410205, China;

2. College of Mechanical & Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[Abstract] In order to explore the application of carbon fiber composite in portable weapons, the technical research on the structural properties of the launcher and the method of composite laminating was carried out. The working pressure of a certain type of launcher was obtained through experiments, and different carbon fiber composite layering models were established by using finite element numerical simulation method. Then the mechanical properties of the launcher under working load were studied. The results show that the layering method of carbon fiber has a great influence on the stiffness and damage failure of the launcher. Under the condition of the same working pressure, the same number of layers and the total thickness, the maximum deformation of the launcher structure is 2.41 mm in the layering mode I. The maximum deformation of mode II is 7.66 mm, and the latter is more than 3 times of the former. According to the Hashin failure criterion, there is no damage in the carbon fiber cylinder of the mode I, except for the 6th to 12th fiber layers in the middle of the cylinder according to the mode II, a large range of initial damage points are found in other layers. The research results can provide reference for the structure design of the launcher and the carbon fiber composite layering scheme.

[Keywords] launcher; carbon fiber composite; damage failure; numerical simulation

发射筒是导弹贮存和发射的专用装置,给导弹贮存提供密封环境,为其发射承担初始角度的导向,筒体的力学性能对发射安全性及弹体的出筒姿态具有重要的影响。研究的对象属于便携式发射筒,其发射方式是通过固体发动机助推弹体出筒,

筒体主要承受发动机产生的高温高压燃气冲刷。碳纤维复合材料以其质轻、高强度、高模量、耐热烧蚀的性能,成为发射筒材质的首选。

李敏等^[1]针对某导弹发射筒建立刚柔耦合模型进行分析,验证了结构振动响应是影响导弹发射

收稿日期:2024-03-04 修订日期:2024-11-18

基金项目:航空发动机及燃气轮机基础科学中心重点项目(P2022-AB-IV-002-001)

第一作者:杨志维(1986—),男,汉族,湖南常德人,硕士,高级工程师。研究方向:机械结构设计与仿真。E-mail:105762747@qq.com。

投稿网址:www.stae.com.cn

的重要因素。江晓瑞等^[2]设计了一套模拟发射筒内建压过程的装置进行实验,得到了导弹弹射过程中冲击载荷出现的最大位置及筒内最大压力出现的时机。朱孙科等^[3]使用复合材料铺层厚度和角度为变量,筒口最大位移和质量为目标,结合有限元数值计算及非支配排序遗传算法对发射筒进行了有效的优化设计。黄通等^[4]基于纤维增强复合材料损伤过程,分析了筒身的失效形式。刘东等^[5]使用有限元数值仿真针对某型发射筒进行内压工况下的结构强度、刚度进行研究。孙同生等^[6]通过数值分析与实弹射击试验对比,真实地模拟复合材料发射筒的动态应力响应。王鸿丽等^[7]使用 Fluent 动网格技术模拟了导弹在发射筒的运动过程。邓春丽等^[8]采用域动分层法模拟导弹发射过程,得到了筒内的温度、速度、压强云图及筒壁监测点的压强和温度变化曲线。王磊等^[9]基于流体力学软件建立了筒壁破损状态下的燃气弹射内流场模型,得到了流场分布与内弹道曲线。梁晓扬等^[10]采用数值模拟方法,分析了发射箱后盖构型对箱内初始冲击波强度的影响。郭靖宇等^[11]提出了一种复合材料缠绕金属内衬火炮身管的减重设计方案。安庆升等^[12]通过仿真和试验对发射筒筒体的结构优化和碳纤维复合铺层方法进行了研究。陈延伟等^[13]以舰载某型导弹发射装置为研究对象,提出了大立柱钛合金和模块化复合材料等 4 种轻量化设计方案。李洪涛^[14]建立了某型复合材料发射筒的三维有限元仿真计算模型,并对该型发射筒在吊装、运输、发射工作状态下的受力与变形情况进行了分析评估。李永康等^[15]采用有限元数值仿真方法对导弹发射时某型玻璃纤维复合材料发射筒筒体的刚强度进行评估分析,将筒壁螺旋层螺旋角、环向层与螺旋层厚度比以及筒壁厚度作为设计变量,对复合材料发射筒筒体进行优化设计。李易松等^[16]使用有限元数值仿真方法对某型复合材料发射筒水锤动态载荷下结构强度、刚度进行研究。

现通过试验采集发射筒工作时内部的实际压力,并使用有限元法对其金属抱箍和复合材料筒体的结构进行仿真分析,探究复合材料在不同铺层下的损伤和变形情况,以期为发射筒的设计与优化提供重要依据。

1 发射筒的几何模型

发射筒结构如图 1 所示,该发射筒主要由筒体、前盖装置、抱箍和后盖组成。筒体截面为正方形,筒体中部有一用来过连接线缆的方孔,此处为筒体

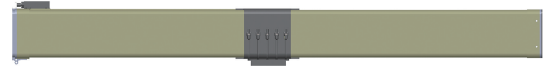


图 1 发射筒几何结构图

Fig. 1 Geometrical structure diagram of launcher

结构的薄弱点。抱箍为金属件,通过缠绕加胶粘固化与筒体连接,用来加强筒体方孔周边的强度,抱箍上装有密封盖将筒体方孔位置密封。前盖装置和后盖在贮存和转运过程中维持发射筒内的密封环境,在导弹处于发射状态时,前盖装置会提前打开,后盖为一层膜结构,靠发动机尾焰冲破来达到卸载筒内工作压力的目的。

2 发射筒内压测试

发射筒内压是导弹发射时,发动机燃烧产生的燃气在发射筒内形成的压力。发动机在发射筒内沿筒轴向运动,且前盖处于开放状态,后盖在一定压力下破开卸压,造成发射筒内部压力场是一个极为复杂的动态变化过程。

喷管扩张比与膨胀比的关系式^[17]为

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}} \quad (1)$$

式(1)中: $\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$, k 取 1.231; A_t 为喷喉面积; A_e 为喷口面积; P_c 为燃烧室压力; P_e 为出口处压力。

经计算得出,在常温条件下发射发动机出口处压力 $P_e = 0.874$ MPa。由于压力梯度沿发动机喷口向外减小,因此发射筒内压小于 0.874 MPa。

为获取发射筒筒壁承受的真实压力,从实际出发,按相同内腔尺寸设计了材质为不锈钢的工装筒模拟发射筒,配重弹模拟导弹外场发射试验,如图 2 所示。工装筒筒壁外侧开孔,沿筒轴向取 5 个测压点安装压力传感器,根据计算值,传感器量程选择 1 MPa,数据采集设备采样率 1 000 kHz。试验结果



图 2 内压测试试验

Fig. 2 Test internal pressure measurement

显示筒内膛压是一个阶跃变化的过程,5个监测点压力峰值大小分布具有一定随机性,测得最大压力峰值为0.62 MPa。

3 发射筒数值仿真分析

3.1 仿真实论

对于正交各向异性的碳纤维复合材料,在平面应力下,如壳单元中(设厚度方向为3,平面内主方向为1和2),可以认为 $\sigma_{33} = 0$,主方向上的应力-应变关系^[18-19]如下。

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_2 \end{pmatrix} \quad (2)$$

式(2)中: E_1 、 E_2 为平面内主方向的弹性模量; G_{12} 为切变模量; ν_{12} 为泊松比; ε_1 、 ε_2 为主方向上应变; γ_{12} 为切应变; σ_{11} 、 σ_{22} 为主方向上应力; τ_2 为切应力。

采用 Hashin 失效准则^[20],共分为纵向拉伸(纤维方向拉伸)、纵向压缩(纤维方向压缩)、横向拉伸(垂直纤维方向拉伸)、横向压缩(垂直纤维方向压缩)等4种失效模式。

纤维方向拉伸失效:

$$F_{ft} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1, \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \quad (3)$$

纤维方向压缩失效:

$$F_{fc} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{Y^C} \right)^2 = 1, \hat{\sigma}_{11} < 0 \quad (4)$$

基体方向拉伸失效:

$$F_{mt} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1, \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \quad (5)$$

基体方向压缩失效:

$$F_{mc} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1, \hat{\sigma}_{22} < 0 \quad (6)$$

式中: X^T 为纵向拉伸强度; Y^C 为纵向压缩强度; Y^T 为横向拉伸强度; Y^C 为横向压缩强度; S^L 为纵向剪切强度; S^T 为横向剪切强度。

式(3)~式(6)用于判断材料点的损伤起始,当失效因子 F_{fi} 达到1的时候,表示该材料点纤维方向拉伸损伤开始,小于1则表示材料纤维方向无拉伸损伤,其他同理。

3.2 材料属性及铺层方式

发射筒筒体使用的复合材料是采用 T700 碳纤维丝和 T300 碳纤维编织布交叉铺层,预浸环氧树脂胶、缠绕后经高温固化而成。材料性能参数如表 1 所

示,抱箍采用 7075 高强度铝合金,材料性能如表 2 所示。碳纤维的铺层方式对发射筒的性能影响较大^[21],通过 ABAQUS 有限元分析软件,参考常规的缠绕角度^[22],对发射筒筒体建立两种不同的碳纤维铺层方式,并进行了计算分析,铺层方式见表 3,筒体最内一层为第 16 层,筒体轴向为铺层角 0° 方向,碳纤维布为正交编织,铺设时其经纱和纬纱与筒轴之间的角度为 $\pm 45^\circ$,铺设完成后筒体总厚度为 2.4 mm。

表 1 碳纤维复合材料性能参数

Table 1 Performance parameters of carbon fiber composite

性能参数	fiber composite	
	T700 碳纤维/ 环氧树脂	T300 碳纤维/ 环氧树脂
拉伸模量 E_1 /GPa	134	74
拉伸模量 E_2 /GPa	8.9	74
剪切模量 G_{12} /GPa	4.7	4.55
纵向拉伸强度 X^T /MPa	1 800	499
纵向压缩强度 Y^C /MPa	1 100	352
横向拉伸强度 Y^T /MPa	60	458
横向压缩强度 Y^C /MPa	150	352
纵向剪切强度 S^L /MPa	106	46
横向剪切强度 S^T /MPa	106	46
泊松比 ν_{12}	0.29	0.3
单层厚度/mm	0.15	0.15

表 2 7075 铝合金材料性能参数

Table 2 Performance parameters of 7075 aluminum alloy

性能参数	7075 铝合金
弹性模量/GPa	71
泊松比	0.33
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	2 810
屈服强度/MPa	455
抗拉强度/MPa	524

3.3 发射筒有限元模型建立

发射筒筒体采用四边形壳单元,网格划分时在筒体与抱箍接触的位置做加密处理,抱箍和密封盖采用六面体单元,作为对碳纤维筒体加强的附件,密封盖与抱箍的连接位置,抱箍与筒体的接触位置定义绑定约束。划分网格后的发射筒有限元模型如图 3 所示,筒体共划分 38 399 个网格,抱箍和密封盖共 219 727 个网格。

根据发射筒内压测试结果,对筒体内壁及密封盖内部施加 0.62 MPa 的压力,使用静载荷校验碳纤维筒体和金属附件可承受的峰值压力载荷。按内压测试状态,将发射筒与测试工装的安装位置作为有

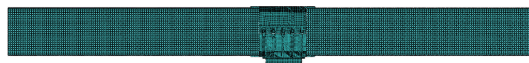


图 3 有限元网格示意图

Fig. 3 Structural finite element mesh diagram

表 3 碳纤维铺层方式表
Table 3 The layering method table of carbon fiber

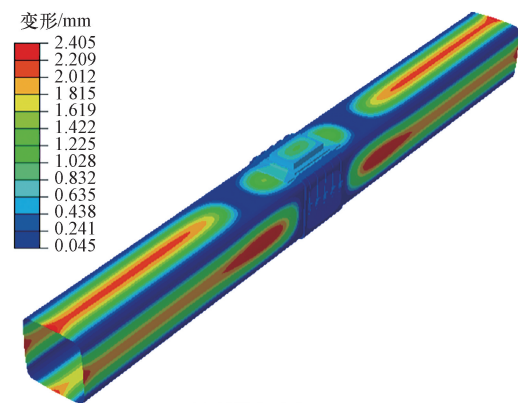
层数	铺层方式 I			铺层方式 II		
	材质	层厚/mm	角度/(°)	材质	层厚/mm	角度/(°)
1	T700 碳纤维	0.15	90	T700 碳纤维	0.15	35
2	T700 碳纤维	0.15	90	T700 碳纤维	0.15	-35
3	T300 碳纤维布	0.15	45	T700 碳纤维	0.15	35
4	T300 碳纤维布	0.15	-45	T700 碳纤维	0.15	-35
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
13	T700 碳纤维	0.15	90	T700 碳纤维	0.15	35
14	T700 碳纤维	0.15	90	T700 碳纤维	0.15	-35
15	T300 碳纤维布	0.15	45	T300 碳纤维布	0.15	45
16	T300 碳纤维布	0.15	-45	T300 碳纤维布	0.15	-45

有限元分析边界条件的固定约束位。

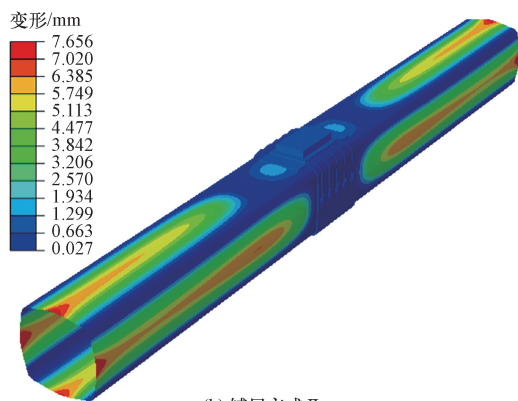
3.4 有限元仿真结果分析

首先针对两种不同铺层方式的发射筒整体进行刚度和强度的仿真计算,其结构变形云图如图 4 所示,其中铺层方式 I 和方式 II 的最大变形位置均出现在筒口 4 个直边的中心处,且变形沿筒轴向抱箍方向延伸,抱箍位置的变形最小,筒体截面有从方形变成圆形的趋势。铺层方式 I 发射筒变形的最大值为 2.41 mm,方式 II 的最大值为 7.66 mm,方式 II 刚度明显小于方式 I。发射筒刚度对弹体出筒姿态有很大影响,因此方式 II 存在较大风险。根

据计算结果,筒口处应进行局部缠绕加厚加强,优化局部结构刚度。对发射筒强度分析,应力大小不能准确反映碳纤维材料的损伤情况,对于铝合金抱箍,可根据材料的屈服强度结合对象的使用场景进行失效判别。抱箍计算模型的应力云图如图 5 所示,铺层方式 I 的抱箍应力最大值为 450.6 MPa,低于材料屈服强度,可满足发射筒工作压力要求。铺层方式 II 的抱箍应力最大值为 489.6 MPa,超过材料屈服强度,由于最大应力位于密封盖与抱箍连接的约束位置,且仅有局部几个节点超屈服强度,因此对于单次使用的发射筒影响较小。



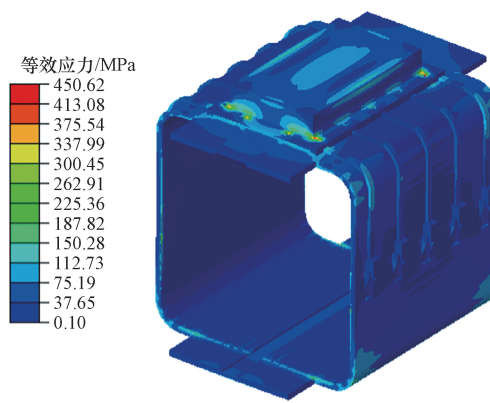
(a) 铺层方式 I



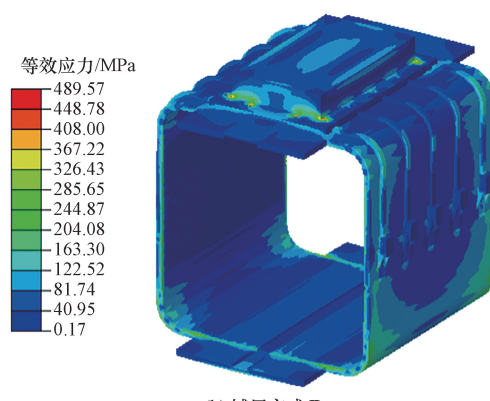
(b) 铺层方式 II

图 4 发射筒结构变形云图

Fig. 4 Deformation nephogram of launcher structure



(a) 铺层方式 I



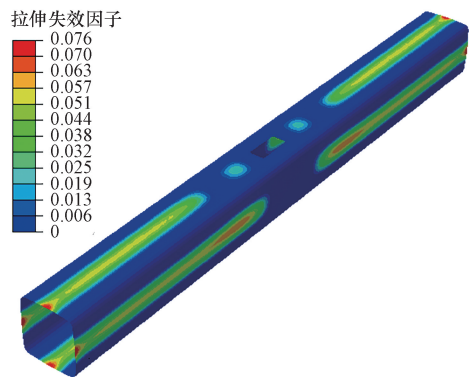
(b) 铺层方式 II

图 5 发射筒抱箍应力云图

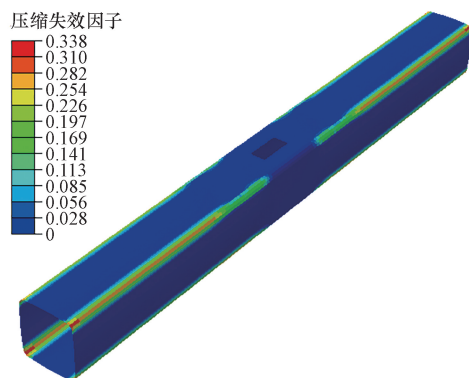
Fig. 5 Stress nephogram of launcher hoop

发射筒筒体的损伤判据,根据 Hashin 失效准则进行,针对发射筒的两种铺层方式,使用 Abaqus 有限元分析软件进行渐进失效分析,得出筒体最内层的

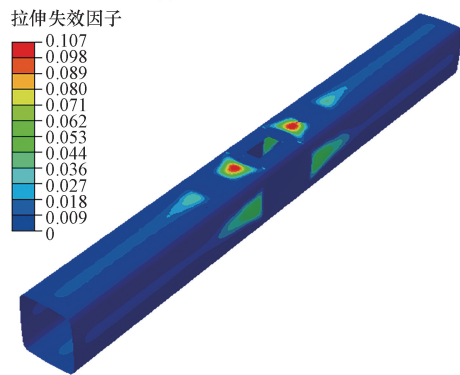
结构失效云图如图 6、图 7 所示。铺层方式 I 的筒体,纤维方向和基体方向的拉伸、压缩失效因子均小于 1,因此,根据 Hashin 准则,发射筒最内层复合材料不



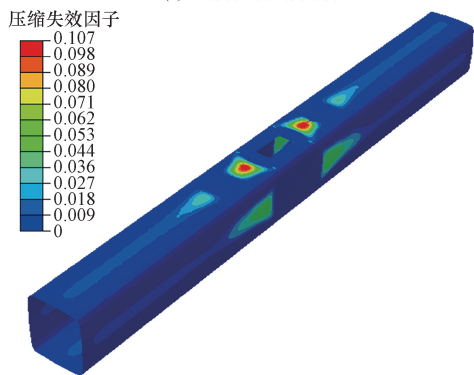
(a) 纤维方向拉伸失效



(b) 纤维方向压缩失效



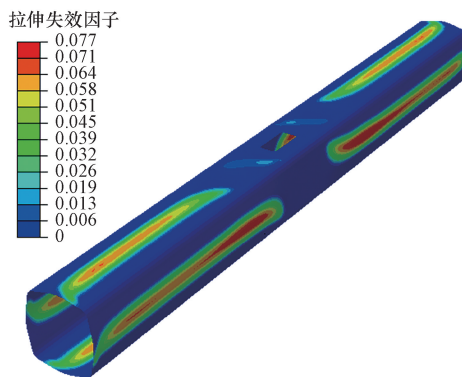
(c) 基体方向拉伸失效



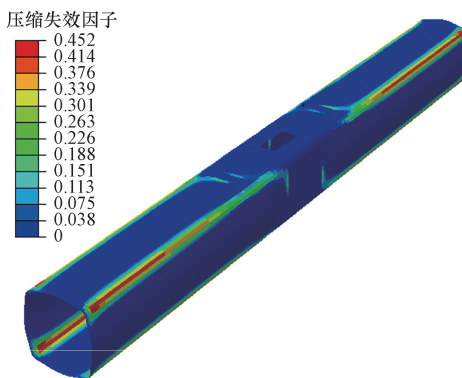
(d) 基体方向压缩失效

图 6 发射筒铺层方式 I 筒体失效云图

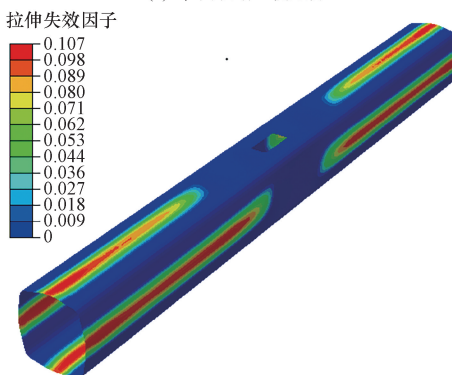
Fig. 6 Nephogram of Launcher failure in layering-mode I



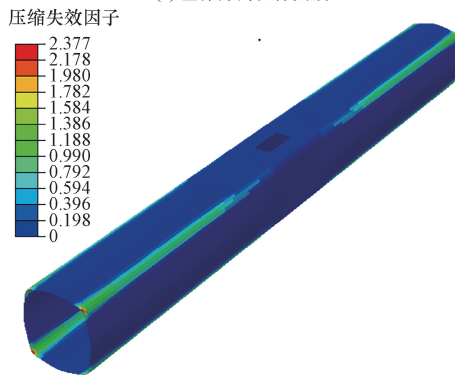
(a) 纤维方向拉伸失效



(b) 纤维方向压缩失效



(c) 基体方向拉伸失效



(d) 基体方向压缩失效

图 7 发射筒铺层方式 II 筒体失效云图

Fig. 7 Nephogram of Launcher failure in layering-mode II

会出现损伤失效现象。铺层方式Ⅱ的筒体,纤维方向拉伸、压缩失效因子小于1,基体方向拉伸、压缩失效因子大于1,基体方向拉伸损伤起始位置在筒口4个直边的中心处,压缩损伤起始位置在筒口的4个圆角处。铺层方式Ⅱ的筒体由于在较大区域都萌生了起始损伤点,因此根据 Hashin 准则可判定该发射筒复合材料出现损伤失效,不能适用 0.62 MPa 内压工况。

两种铺层方式的筒体总层数都为 16 层,其各层纤维方向拉伸、压缩最大失效因子如图 8、图 9 所示。两种筒体从第 3~16 层失效情况趋向一致,失效因子均小于 1,未出现损伤。方式Ⅱ第 1、2 层纤维方向失效因子发生突变,拉伸失效因子最大值为 1.67,位于筒体最外侧,虽对弹体出筒姿态不产生影响,但外层纤维出现的损伤可能导致发射筒表面附件脱落,造成人体伤害,有较大的安全隐患。

根据 Hashin 渐进失效分析,碳纤维复合材料纤维方向和基体方向的损伤需要同时考虑,两种筒体各层基体方向拉伸、压缩最大失效因子如图 10、图 11 所示。方式Ⅰ各层失效因子均小于 1,未出现损伤。方式Ⅱ拉伸失效因子除了位于中间的 6~13 层外,

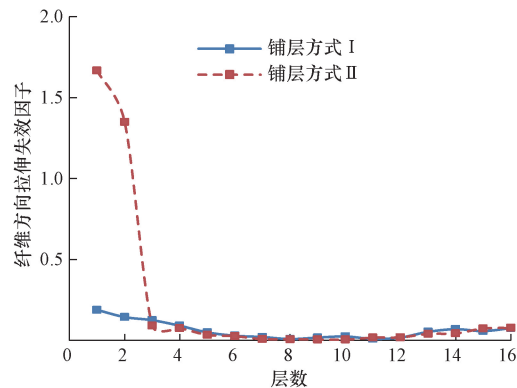


图 8 筒体纤维方向拉伸失效趋势图

Fig. 8 Trend graph of tensile failure by cylinder fiber direction

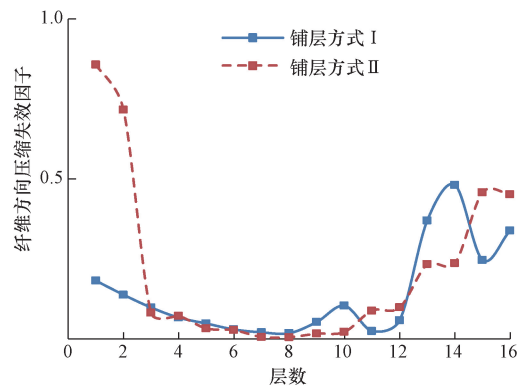


图 9 筒体纤维方向压缩失效趋势图

Fig. 9 Trend graph of compression failure by cylinder fiber direction

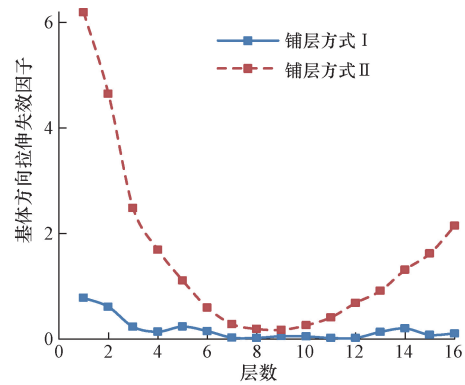


图 10 筒体基体方向拉伸失效趋势图

Fig. 10 Trend graph of tensile failure by cylinder matrix direction

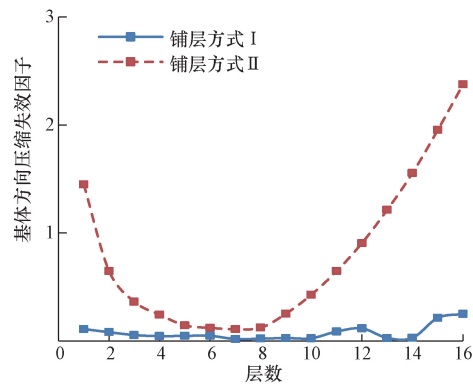


图 11 筒体基体方向压缩失效趋势图

Fig. 11 Trend graph of compression failure by cylinder matrix direction

其余均大于 1,出现拉伸损伤,压缩失效因子在第 1 层、第 13~16 层大于 1,出现压缩损伤。综合基体方向的损伤情况,铺层方式Ⅱ的发射筒筒体不能满足 0.62 MPa 工作内压要求。

4 结论

通过试验获取发射筒的工作压力,并应用有限元数值仿真方法建立不同的碳纤维复合材料铺层模型,进而对发射筒在工作载荷下的力学性能进行研究。研究表明,碳纤维铺层方式对发射筒的刚度及损伤失效有较大影响。发射筒在 0.62 MPa 工作压力,16 层铺层,筒壁总厚度 2.4 mm 条件下,铺层方式Ⅰ的发射筒结构最大变形 2.41 mm,方式Ⅱ的结构最大变形 7.66 mm,后者不满足弹体出筒姿态要求。发射筒铝合金抱箍的强度仅方式Ⅱ的局部节点出现超过材料的屈服强度,因此模型中抱箍的结构形式可以满足发射筒的工况要求。根据 Hashin 失效准则,方式Ⅰ的碳纤维筒体未出现损伤,方式Ⅱ的筒体除第 6~12 层纤维层未出现损伤外,其余各层在纤维或基体方向均萌生了较大范围

的起始损伤点,因此不能满足发射筒的工况要求。通过试验和有限元仿真分析,为发射筒的结构设计和碳纤维复合材料铺层方案提供了参考。

参 考 文 献

- [1] 李敏, 王学智, 李超. 某车载导弹发射筒动力学仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2018, 38(1): 165-168.
Li Min, Wang Xuezh, Li Chao. Simulation and study on the dynamics of a vehicle missile launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2018, 38(1): 165-168.
- [2] 江晓瑞, 李卓, 钱程远, 等. 导弹弹射气体冲击载荷实验与仿真研究[J]. 振动与冲击, 2020, 39(11): 109-115.
Jiang Xiaorui, Li Zhuo, Qian Chengyuan, et al. Experimental and simulation study on missile ejection gas impact load[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(11): 109-115.
- [3] 朱孙科, 马大为, 罗天洪, 等. 基于有限元动力学的复合材料发射筒多目标优化设计[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(6): 928-932.
Zhu Sunke, Ma Dawei, Luo Tianhong, et al. Multi-objective optimization of composites launch canister based on finite element dynamics[J]. Mechanical Science and Technology, 2012, 31(6): 928-932.
- [4] 黄通, 郭保全, 栾成龙, 等. 薄壁内衬复合材料发射筒结构与缠绕工艺研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2019(5): 12-17.
Huang Tong, Guo Baoquan, Luan Chenglong, et al. Research on structure design and processing technology of thin-walled liner composite material barrel[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(5): 12-17.
- [5] 刘东, 王向往, 郭敬彬, 等. 复合材料发射筒内压工况下强度刚度仿真[J]. 舰船科学技术, 2020, 42(9): 111-115.
Liu Dong, Wang Xiangwang, Guo Jingbin, et al. Simulation research on strength and stiffness of a composite material launch tube under internal pressure[J]. Ship Science and Technology, 2020, 42(9): 111-115.
- [6] 孙同生, 王琪, 于存贵. 玻-碳混杂纤维缠绕复合材料发射筒发射动力学研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(24): 74-80.
Sun Tongsheng, Wang Qi, Yu Cungi. A study on firing dynamics of a glass/carbon hybrid filament winding composite launch canister[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(24): 74-80.
- [7] 王鸿丽, 李鹏永, 刘宗魁, 等. 导弹发射系统发射内弹道热-流耦合仿真研究[J]. 弹道学报, 2021, 33(2): 72-77.
Wang Hongli, Li Pengyong, Liu Zongkui, et al. Research on thermal-fluid coupled simulation for launching interior ballistics of missile launching system[J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(2): 72-77.
- [8] 邓春丽, 袁森, 张秀华. 导弹热发射燃气射流对发射筒的影响[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(13): 5117-5122.
Deng Chunli, Yuan Sen, Zhang Xiuhua. The effect of missile thermal emission gas jet on the launch tube[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(13): 5117-5122.
- [9] 王磊, 郭保全, 朱家萱, 等. 发射筒破损位置对燃气弹射影响机理研究[J]. 火炮发射与控制学报, 2023, 44(5): 46-60.
Wang Lei, Guo Baoquan, Zhu Jiakuan, et al. Study on the influence of damaged position of launch tube on gas ejection[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2023, 44(5): 46-60.
- [10] 梁晓扬, 陆辰昱, 乐贵高. 发射箱后盖构型对箱内初始冲击波形成的影响[J]. 兵工学报, 2023, 44(5): 1277-1287.
Liang Xiaoyang, Lu Chenyu, Le Guigao. Effect of the launch canister's rear cover configuration on the formation of Initial shock waves in the canister[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(5): 1277-1287.
- [11] 郭靖宇, 吕佳镁, 郭保全, 等. 复合材料缠绕金属内衬身管的减重设计[J]. 火炮发射与控制学报, 2022, 43(4): 63-67.
Guo Jingyu, Lü Jiamei, Guo Baoquan, et al. Weight-reducing design of composite material wound metal-lined barrel[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2022, 43(4): 63-67.
- [12] 安庆升, 孙立东, 武秋生. 碳纤维增强复合材料发射筒设计研究[J]. 空天防御, 2021, 4(2): 13-19.
An Qingsheng, Sun Lidong, Wu Qiusheng. Design of carbon fiber reinforced composite launch tube[J]. Air & Space Defense, 2021, 4(2): 13-19.
- [13] 陈延伟, 王贝, 刘佳琳, 等. 舰载导弹发射装置轻量化技术研究[J]. 舰船科学技术, 2022, 44(14): 159-164.
Chen Yanwei, Wang Bei, Liu Jialin, et al. Research on lightweight technology of a shipborne missile launcher[J]. Ship Science and Technology, 2022, 44(14): 159-164.
- [14] 李洪涛. 某型增强型复合材料发射筒强度特性评估[J]. 海军航空大学学报, 2022, 37(2): 217-223.
Li Hongtao. Evaluation of the strength characteristics of a certain type of reinforced composite material launch tube[J]. Journal of Naval Aviation University, 2022, 37(2): 217-223.
- [15] 李永康, 赵亚鹏, 李苗. 复合材料发射筒筒体发射力学特性仿真分析与优化[J]. 舰船科学技术, 2024, 46(2): 180-184.
Li Yongkang, Zhao Yapeng, Li Miao. Simulation analysis and optimization of launch mechanics characteristics of composite launch tube barrel[J]. Ship Science and Technology, 2024, 46(2): 180-184.
- [16] 李易松, 袁航, 张建宇, 等. 复合材料发射筒水锤载荷数值模拟与试验验证[J]. 舰船科学技术, 2024, 46(5): 141-144.
Li Yisong, Yuan Hang, Zhang Jianyu, et al. Numerical simulation and experimental verification of water hammer load in composite material launch tube[J]. Ship Science and Technology, 2024, 46(5): 141-144.
- [17] 杨月诚. 火箭发动机理论基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2016.
Yang Yuecheng. Fundamentals of rocket engine theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2016.
- [18] 施建伟. 基于 ABAQUS 复合材料层合板渐进损伤有限元分析[D]. 太原: 中北大学, 2015.
Shi Jianwei. The finite element analysis of the progressive damage of composite laminated plates based on ABAQUS[D]. Taiyuan: North University of China, 2015.
- [19] 李树栋. Abaqus 有限元分析从入门到精通[M]. 北京: 机械工业出版社, 2022.
Li Shudong. Abaqus finite element analysis from beginner to master[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2022.
- [20] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composite[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-335.
- [21] Zuraida A, Khalid A A, Ismail A F. Performance of hybrid filament wound composite tubes subjected to quasi static indentation[J]. Materials and Design, 2007, 28(1): 71-77.
- [22] 徐光磊. 含内衬纤维复合材料发射筒力学性能研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
Xu Guanglei. Mechanical properties research for fiber reinforced composite launch canister with Liner[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013.