

DOI: 10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202601003

考虑渐进损伤的复合材料加筋圆柱壳后屈曲优化设计

王悦^{1,2}, 王志祥¹, 李道奎^{1,2}

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

2. 国防科技大学 空天任务智能规划与仿真湖南重点实验室, 长沙 410073)

摘要: 为探究轴压载荷下复合材料加筋圆柱壳结构的承载潜力和失效模式, 开展了考虑渐进损伤的复合材料加筋圆柱壳结构后屈曲分析及优化设计。首先, 基于显式动力学方法和Hashin失效准则, 分析了复合材料加筋圆柱壳结构的极限载荷和失效模式。在此基础上, 分析了蒙皮铺层顺序对3种典型复合材料加筋圆柱壳结构的极限载荷影响规律。进一步采用序列近似优化方法, 分别获得了3种典型复合材料加筋圆柱壳优化结构。结果表明: 轴压载荷下, 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构在承载能力和承载效率方面均展现出显著优势, 相比初始设计, 其提升幅度分别为37.5%和31.8%; 与其他2种构型相比, 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构极限载荷分别提高10.6%和4.4%; 轴压载荷下, 纤维/基体相继损伤失效是加筋圆柱壳压溃破坏的主要机理。因此, 需综合考虑材料损伤和结构稳定性进行后屈曲分析, 获取复合材料加筋圆柱壳结构的极限载荷。

关键词: 复合材料加筋圆柱壳; 渐进损伤分析; 后屈曲设计; 序列近似优化方法

中图分类号: V214; O342

文献标志码: A

开放科学标识码(OSID):

文章编号: 2097-2741(2026)01-0021-11



听语音
与作者
聊科研

复合材料具有比强度高、比刚度大和可设计性强等特性, 在保证承载性能的同时, 能够显著减轻结构质量, 满足航空航天领域轻量化发展需求^[1-3]。目前复合材料加筋结构广泛应用于运载火箭级间段、弹体舱段和商用飞机机身舱等主承载结构^[4-5]。然而, 运载火箭发射过程中, 级间段承受巨大的轴向压缩载荷, 飞行器级间分离时, 冲击力也会导致轴向压缩载荷。在轴压载荷作用下, 不同构型的复合材料加筋圆柱壳结构具有复杂的后屈曲模式和损伤演化机制, 导致结构承载能力迅速下降甚至发生结构整体失效^[6-7]。因此, 开展考虑损伤的复合材料加筋圆柱壳结构承载特性和优化设计研究, 对提升航空航天装备结构承载安全性和可靠性至关重要。

为提高复合材料加筋圆柱壳的承载效率和轻

量化水平^[8-9], 众多学者开展了大量卓有成效的研究。张志峰等^[10]推导了格栅加筋圆柱壳结构整体稳定性的解析表达式, 并提出了一种改进的混合遗传算法, 解决了复合材料圆柱壳结构连续变量和非连续变量混合的优化问题。张驰等^[11]提出了一种预测复合材料加筋板轴压屈曲载荷的工程算法, 实现快速简单地估算复合材料加筋壁板的极限载荷。Shi等^[12]考虑多约束和混合离散-连续设计变量的特性, 提出了一种混合遗传算法的优化方法, 用于设计出具有最大局部屈曲值的各向异性复合材料加筋壳结构。Belardi等^[13]提出了一种离散方法, 能够精确估计复合材料网格加筋圆柱壳结构的临界屈曲载荷, 并将基于遗传算法的多目标优化方法与屈曲约束相结合, 实现在满足屈曲强度和刚度约束下结构质量最小化。Li等^[14]研

收稿日期: 2025-06-27

修回日期: 2025-09-19

录用日期: 2025-10-09

基金项目: 湖南省自然科学基金项目(2024JJ6453)

第一作者: 王悦(1999—), 女, 博士研究生, 主要从事飞行器结构分析与设计研究。E-mail: 15890199576@163.com

引用格式: 王悦, 王志祥, 李道奎. 考虑渐进损伤的复合材料加筋圆柱壳后屈曲优化设计[J]. 火箭军工程大学学报, 2026, 40(1): 21-31. WANG Yue, WANG Zhixiang, LI Daokui. Post-buckling optimization of composite-stiffened cylindrical shells incorporating progressive damage[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2026, 40(1): 21-31.

究了复合材料格栅加筋圆柱壳的等效方法,得到了用于局部和整体屈曲分析的等效壳体刚度矩阵。然而,上述研究主要集中于单一构型的复合材料加筋结构的线性特征值屈曲分析和优化设计方面,对不同加筋构型的复合材料圆柱壳的优化设计研究还不够丰富。

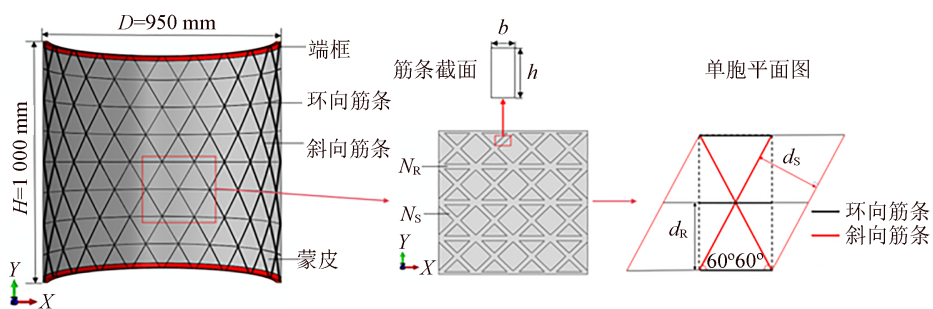
此外,上述研究在分析方法上多采用线性屈曲分析,忽略了强度失效对复合材料极限承载能力的影响。在实际工程应用中,复合材料在复杂载荷作用下的损伤是不可忽视的重要因素^[15-17],仅依靠线性屈曲分析难以有效评估复合材料加筋结构的承载特性。因此,考虑材料损伤的复合材料加筋结构优化设计受到众多学者关注。许英杰等^[18]建立了考虑强度的复合材料加筋壁板铺层优化方法,提高了复合材料加筋板的强度。冯振宇^[19]等研究了复合材料加筋板在高能量低速冲击下的损伤特性。Jeon 等^[16,20]研究了轴压载荷下复合材料加筋圆柱壳结构的失效行为,提出了相应的失效准则和渐进损伤分析模型。综上,目前考虑损伤的复合材料加筋结构设计中,其加筋构型相对单一,针对多种加筋构型(如作为运载火箭中基准构型的等边三角形加筋构型^[21],适用于提升火箭大直径舱段环向刚度的横置六边形加筋构型以及针对提高轴向刚度需求的竖置六边形加筋构型^[22])复合材料加筋圆柱壳结构渐进损伤分析和优化设计研究相对较少。因此,需要开展多种加筋构型的复合材料圆柱壳结构渐进损伤分析和结构优化设计相关研究。

针对上述研究不足,本文建立了“等边三角形”“横置六边形”和“竖置六边形”3种典型加筋构型的复合材料圆柱壳结构有限元模型。基于 Hashin 失效准则,采用显式动力学方法,分析了轴压载荷下后屈曲行为和渐进损伤演化过程,探究了蒙皮铺层顺序对3种复合材料加筋圆柱壳结构极限载荷的影响规律,提升了设计方案的可靠性。在此基础上,进一步采用序列近似优化方法开展了复合材料加筋圆柱壳对比优化设计,获取了复合材料加筋圆柱壳最优构型设计方案,以提升结构承载效率。

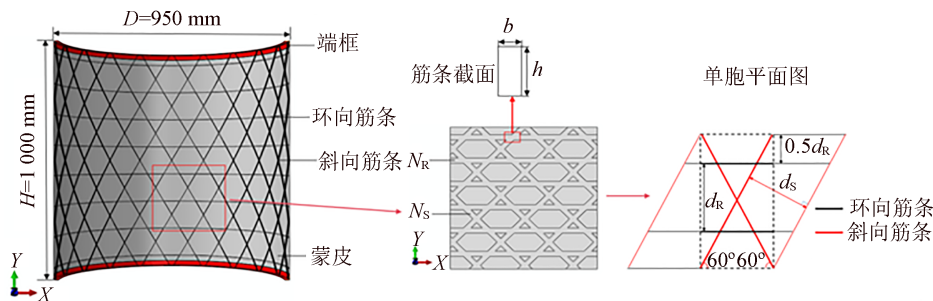
1 复合材料加筋圆柱壳结构承载特性分析

1.1 有限元建模

复合材料加筋圆柱壳结构主要由蒙皮、上下端框和筋条组成,3种典型加筋构型的复合材料圆柱壳结构如图1所示。其中, H 表示圆柱壳高度; D 表示圆柱壳直径; h 表示筋条高度; b 表示筋条厚度; N_s 表示斜向筋条数目; N_R 表示环向筋条数目; N_V 表示纵向筋条数目; d_s 表示斜向筋条的相邻距离,表达式为 $\pi D/N_s$; d_R 表示环向筋条的相邻距离,等边三角形加筋圆柱壳与横置六边形加筋圆柱壳的 d_R 表达式均为 $\sqrt{3}\pi D/N_s$; d_V 表示纵向筋条的相邻距离,其表达式为 $\pi D/N_s$ 。初始设计参数见表1。结合图1和表1可知,复合材料加筋圆柱壳结构几何特征主要基于3个变量。其中, h 和 b 为连续变量,用于定义筋条截面尺寸;



(a) 等边三角形加筋圆柱壳



(b) 横置六边形加筋圆柱壳

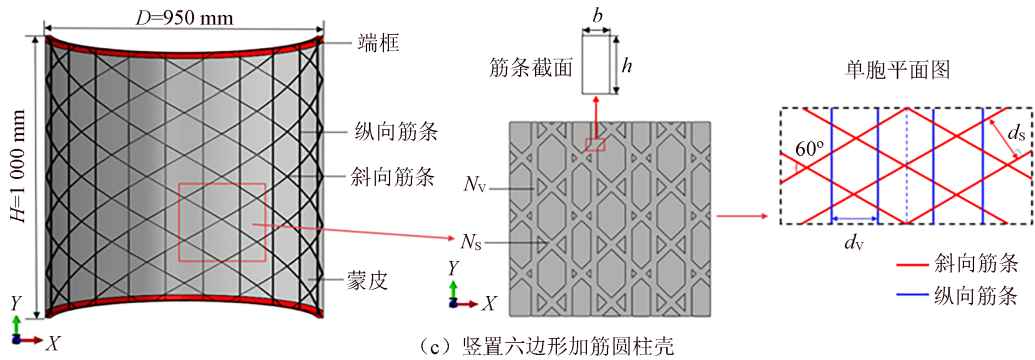


图 1 3 种典型加筋构型的复合材料圆柱壳结构

Fig. 1 Schematic of composite cylindrical shell structures with three typical stiffened configurations

N_s 为整数型离散变量, 用于调控筋条整体数目。 N_R 和 N_V 均由 H 、 D 和 N_s 共同决定, 则等边三角形加筋圆柱壳的 N_R 计算公式为

$$N_R = \lfloor H/d_R \rfloor \quad (1)$$

横置六边形加筋圆柱壳的 N_R 计算公式为

$$N_R = \left\lfloor \frac{HN_s}{\sqrt{3} \pi D} \right\rfloor + 1 \quad (2)$$

竖置六边形加筋圆柱壳的 N_V 计算公式为

$$N_V = N_s \quad (3)$$

表 1 复合材料加筋圆柱壳结构初始设计参数
Table 1 Initial design parameters of composite-stiffened cylindrical shell structures

参数	h/mm	b/mm	N_s	铺层顺序
数值	6.0	2.0	62	$[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$

复合材料加筋圆柱壳结构中单层蒙皮厚度为 0.125 mm, 共铺设 16 层, 铺层方式为 $[\theta_1^\circ/\theta_2^\circ/\theta_3^\circ/\theta_4^\circ/\theta_4^\circ/\theta_3^\circ/\theta_2^\circ/\theta_1^\circ]_s$ 。筋条由 8 层单层板堆叠而成, 纤维方向沿着筋条长度方向。复合材料加筋圆柱壳结构采用 T700/BMI 碳纤维增强复合材料, 材料属性如表 2 所示。

复合材料加筋圆柱壳结构模型下端面为固支约束, 上端面约束除轴向位移的其他 5 个自由度, 并在模型上端面施加轴向强制位移, 采用显式动力学方法评估结构极限载荷。

针对直径为 0.95 m、高度为 1 m 的复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构, 采用壳单元划分网格, 并开展网格收敛性分析, 如图 2 所示。结果表明, 当复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构网格尺寸从 10 mm 加密至 6 mm 时, 轴压载荷值由 3.4600×10^6 N 降低至 3.3133×10^6 N, 结构载荷变化小于 4.24%。综合考虑计算精度和效率, 后续研究中网

格单元尺寸均设置为 10 mm。

表 2 T700/BMI 碳纤维增强复合材料的属性
Table 2 Properties of T700/BMI carbon fiber reinforced composite material

参数	数值	参数	数值
纵向弹性模量/MPa	140 000	横向弹性模量/MPa	9 700
面内剪切模量/MPa	5 200	面内剪切强度/MPa	142
纵向抗拉强度/MPa	2 100	纵向抗压强度/MPa	916
横向抗拉强度/MPa	65	横向抗压强度/MPa	169
纵向剪切强度/MPa	142	横向剪切强度/MPa	142
纵向拉伸断裂能/(J · mm ⁻²)	218	纵向压缩断裂能/(J · mm ⁻²)	104
横向拉伸断裂能/(J · mm ⁻²)	1.7	横向压缩断裂能/(J · mm ⁻²)	2.0
密度 ρ /(kg · mm ⁻³)	1.6×10^{-6}	泊松比 μ_{12}	0.280

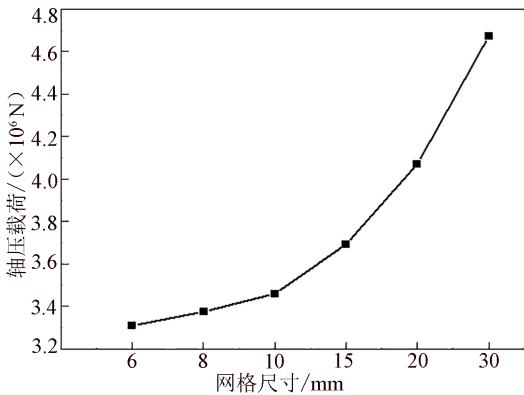


图 2 横置六边形加筋圆柱壳在不同网格尺寸下的轴压载荷

Fig. 2 Axial compression load curve of horizontally placed hexagonally stiffened cylindrical shells under different mesh sizes

采用显式动力学求解复合材料加筋圆柱壳极限承载力时, 失稳载荷和失稳模式均与加载速度相关, 因此, 分别采用 200 mm/s、100 mm/s、67 mm/s、50 mm/s 的加载速度, 即分别在 0.05 s、

0.10 s、0.15 s、0.20 s 内将位移值从 0 加到 10 mm，对复合材料横置六边形加筋圆柱壳模型进行分析，观察结构内部动能与内能的比值，保证加载过程近似准静态。图 3 为不同加载速度下复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构的动能/内能随加载位移的变化曲线。

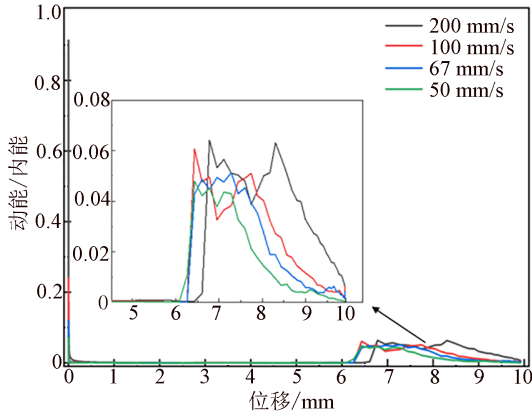


图 3 横置六边形加筋圆柱壳在不同加载速度下的动能/内能随加载位移的变化曲线

Fig. 3 Variation curves of kinetic energy/internal energy with loading displacement of a horizontally placed hexagonally stiffened cylindrical shell under different loading rates

由图 3 可以看出，对于不同的加载速度，复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构动能与内能的比值在加载过程中均小于 0.07，可看作准静态加载。查阅文献可知，当加载速度小于 100 mm/s 时，减小加载速度对复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构极限载荷的影响小于 10%，故后续分析中位移加载速度设置为 100 mm/s。

1.2 损伤失效准则

采用二维 Hashin 失效准则表征复合材料的损伤行为，该准则包含 4 种基本失效模式^[23]。

纤维拉伸失效模式 ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_t}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

纤维压缩失效模式 ($\sigma_{11} < 0$):

$$\frac{|\sigma_{11}|}{X_c} \geq 1 \quad (5)$$

基体拉伸失效模式 ($\sigma_{22} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_t}\right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

基体压缩失效模式 ($\sigma_{22} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_t}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_t}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{2Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_t}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

式中： X_t 、 X_c 分别为材料纵向的拉伸和压缩强度； Y_t 、 Y_c 分别为横向的拉伸和压缩强度； σ_{11} 为纵向正应力； σ_{22} 为横向正应力； τ_{12} 为面内剪切应力； S_t 、 S_c 分别为纵向剪切强度和横向剪切强度。

通常采用损伤状态变量 d 来描述不同的损伤模式及损伤程度。满足式 (4) ~ (7) 时，损伤区域刚度降低，其应力参数更新，直到刚度为零，材料发生破坏。损伤起始后材料的应力-应变关系为

$$\sigma = C_d \cdot \varepsilon \quad (8)$$

式中： C_d 为损伤刚度矩阵，其表达式为

$$C_d = \frac{1}{D} \cdot \begin{bmatrix} (1-d_f) E_1 & (1-d_f)(1-d_m) \nu_{12} E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m) \nu_{12} E_2 & (1-d_m) E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1-d_s) G \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中： $D = 1 - (1-d_f)(1-d_m) \nu_{12} \nu_{21}$ ； d_f 为纤维方向损伤； d_m 为基体方向损伤； d_s 为剪切损伤； G 为剪切模量； E_1 和 E_2 分别为纤维和基体方向的弹性模量； ν_{12} 和 ν_{21} 为泊松比。

1.3 有限元模型验证

以文献 [24] 中等边三角形加筋圆柱壳结构为例，验证有限元模型的准确性。等边三角形加筋圆柱壳结构直径为 3 350 mm，高度为 1 300 mm，蒙皮厚度为 2.6 mm，筋条高度为 14.4 mm，筋条厚度为 5.0 mm，斜向筋条数目为 84，有限元模型材料选用 LY19，其弹性模量为 68.26 GPa，泊松比为 0.3，屈服强度为 350 MPa。在文献 [24] 中，通过轴压试验得到的等边三角形加筋圆柱壳结构的极限载荷为 7.296×10^6 N，通过所提有限元方法获得的极限载荷为 8.047×10^6 N，与实验相比，本文仿真预测的极限载荷误差为 9.3%，验证了有限元模型的可靠性。

1.4 后屈曲分析

为研究复合材料损伤对加筋圆柱壳结构极限载荷的影响，采用显式动力学方法，分别针对考虑损伤和不考虑损伤的复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构进行后屈曲分析。图 4 展示了考虑损伤的复合材料加筋圆柱壳结构损伤演化过程和不考虑损伤时的复合材料加筋圆柱壳结构载荷-位移曲线。其中， d_f 表示纤维方向损伤， d 表示纤维和基体方向同时损伤， U_r 表示径向位移。由图 4 可以看出，考虑损伤时复合材料加筋圆柱壳结构极限载荷降低了 7.5%。考虑损伤的复合材料加筋圆柱壳结构首先发生纤维损伤 (A 点)，轴压载荷为 2.244×10^6 N，与不考虑损伤的极限载荷 $3.459 \times$

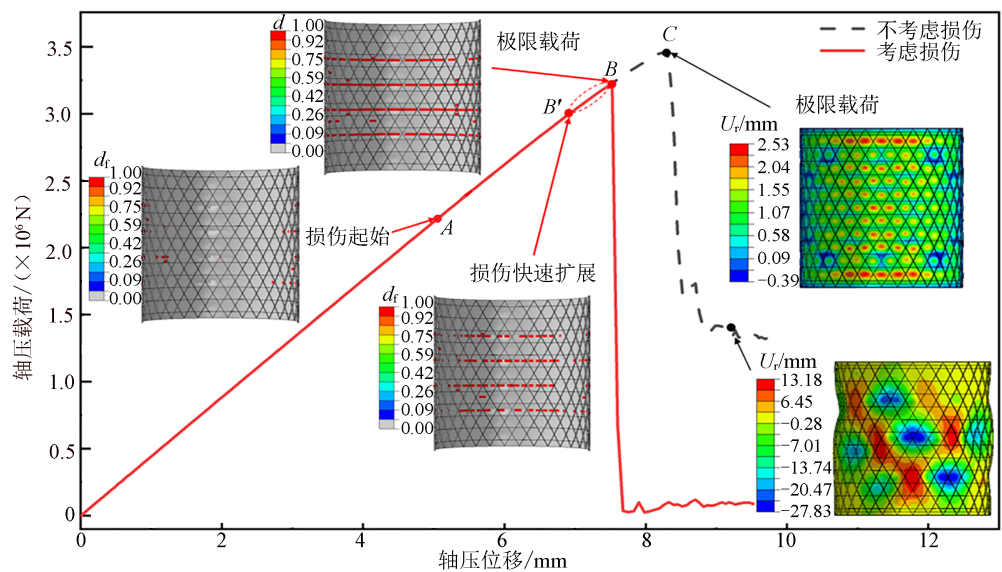


图 4 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构载荷-位移曲线

Fig. 4 Load-displacement curves of a composite horizontally placed hexagonally stiffened cylindrical shell structure

10^6 N 相比, 降低了 35.1%; 随着载荷增加纤维损伤逐渐扩大, 导致结构刚度下降, 当轴压载荷为 3.045×10^6 N 时, 损伤快速扩展 (B' 点); 接着, 纤维和基体均进入损伤状态, 进而导致结构发生整体压溃破坏 (B 点)。而未考虑损伤的结构发生压溃破坏时仅发生蒙皮局部失稳 (C 点)。因此, 为准确获取复合材料加筋圆柱壳结构的极限载荷, 有必要深入分析复合材料加筋圆柱壳结构失效模式, 并综合考虑材料损伤和结构稳定性进行后屈曲分析。

2 铺层顺序对复合材料加筋圆柱壳结构承载性能的影响

为研究蒙皮铺层顺序对复合材料加筋圆柱壳结构承载性能的影响规律, 对如表 3 所示的 8 种典型铺层形式进行对比分析, 其中 $N_s = 40$, 结构其余设计参数与表 1 一致。

不同蒙皮铺层顺序下, 3 种典型加筋构型的复合材料圆柱壳结构极限载荷变化曲线如图 5 所示。可以看出, 3 条极限载荷曲线变化趋势相同, 相同蒙皮铺层顺序下, 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构极限载荷均高于等边三角形加筋圆柱壳结构。结合表 3 和图 5 可知, 在相同加筋构型下, 随着 0° 、 90° 和 45° 3 种角度占比趋于均衡, 加筋结构的承载能力呈上升趋势。此外, 编号 8 近似为准各向同性铺层, 其横置六边形加筋构型相对编号 1 承载能力提升 16.08%, 表明蒙皮的准各向同性铺

层设计有利于提高结构轴压承载特性。

表 3 蒙皮铺层顺序

Table 3 Skin layup sequence

编号	蒙皮铺层顺序
1	$[90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ]_s$
2	$[45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$
3	$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$
4	$[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$
5	$[45^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$
6	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$
7	$[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ/90^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$
8	$[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$

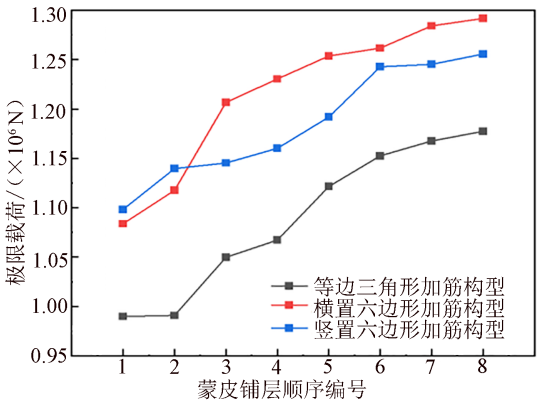


图 5 蒙皮铺层顺序对 3 种加筋构型的复合材料圆柱壳结构极限载荷影响规律

Fig. 5 Influence law of skin layup sequence on the ultimate load of composite cylindrical shell structures with three typical stiffened configurations

以复合材料横置六边形加筋圆柱壳为研究对象, 进一步分析极限载荷下不同铺层形式对材料损伤演化的影响。图 6 展示了不同铺层顺序下复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构在极限载荷时的损伤形式。由图 6 可知, 单一铺层角度 (编号 1) 以及仅考虑 $\pm 45^\circ$ 铺层 (编号 2) 的复合材料圆柱壳结构载荷达到极限载荷时, 纤维和基体均发生损伤, 且损伤面积较大; 当铺层顺序接近准各向同性且为对称铺层时 (编号 3~8), 载荷达到极限载荷下结构仅发生纤维或基体单一损伤, 同时损伤破坏区域明显减少, 说明其抵抗变形和破坏能力提升。其中, 当蒙皮铺层顺序为编号 8 时, 结构在极限载荷下未出现纤维或基体损伤, 表明此种铺层顺序下结构具有较高的整体刚度和强度。基于上述分析结果, 下文研究中蒙皮铺层顺序均设置为 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$ 。

3 复合材料加筋圆柱壳优化设计

3.1 优化问题描述

针对 3 种加筋构型的复合材料圆柱壳结构, 以结构尺寸参数为设计变量, 在质量约束条件下, 对其进行极限载荷最大化设计。优化问题可描述为

$$\begin{cases} \text{find } X = [N_s, h, b] \\ \text{max } F(X) \\ \text{s.t. } \begin{cases} 20 \leq N_s \leq 150, M \leq 20 \\ 5 \leq h \leq 8, 2 \leq b \leq 6 \end{cases} \end{cases} \quad (10)$$

式中: F 为轴压极限载荷, 作为目标函数; X 为设计变量; M 为复合材料加筋圆柱壳结构质量, 本文设置为 20 kg。

为简化计算难度, 在复合材料加筋圆柱壳结构优化设计阶段, 筋条高度和厚度采用连续变量, 在最优构型确定后, 根据实际制造约束将高度和厚度离散化为单层板厚度 0.125 mm 的整数倍以满足复合材料加工要求。

3.2 序列近似优化方法

序列近似优化方法根据当前代理模型选择具有潜力的点作为下一个采样点, 不断更新近似模型, 逐步提高近似模型的精度和最优解预测能力, 使搜索过程逐步逼近全局最优, 可平衡计算精度与效率。因此, 采用基于代理模型和组合优化算法的序列近似优化方法, 其整体流程如图 7 所示。

首先, 采用优化拉丁超立方方法在可行设计空间中选择初始样本点; 然后, 调用有限元软件进行模型计算, 得到相应响应值, 构成初始训练样本点集; 接着, 采用多岛遗传算法 (multi-island genetic algorithm, MIGA) 和非线性二次规划 (non-linear programming by quadratic lagrangian programming, NLPQLP) 构建的组合优化算法, 对 RBF 模型进行迭代优化, 获得近似最优解作为有限元计算模型得到近似最优解的真实响应, 为避免收敛问题和局部优化结构, 设置岛数量与种群数量均为 10, 进化代数 40 代; 最终, 当满足式 (11) 时, 停止优化, 否则, 将新采样点及其相应

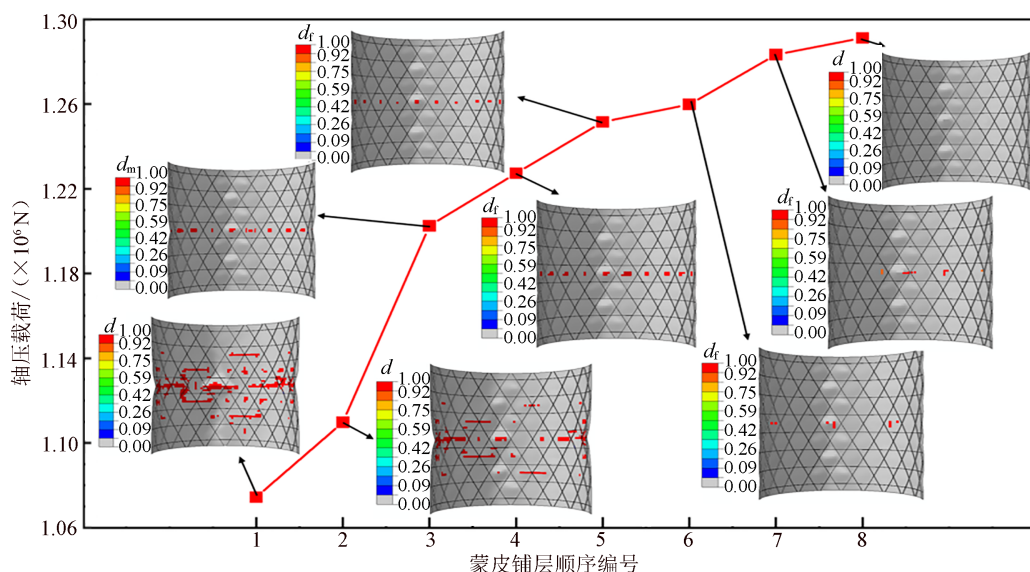


图 6 不同蒙皮铺层顺序下复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构的损伤形式

Fig. 6 Damage patterns of composite horizontally placed hexagonally stiffened cylindrical shell structures under different skin layup sequences

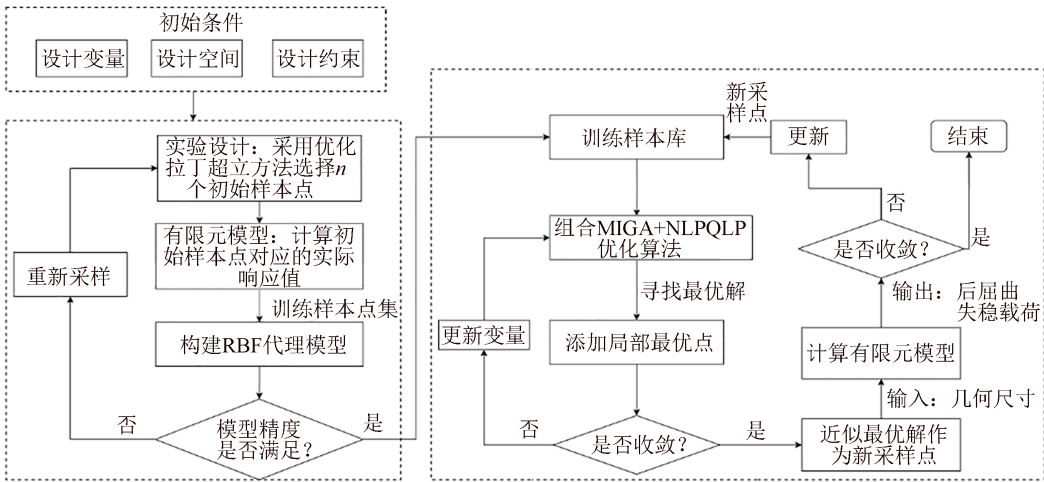


图 7 序列近似优化方法流程

Fig. 7 Process of sequential approximation optimization method

的有限元计算结果加入训练样本点集合，不断更新近似模型，直至收敛。

$$\begin{cases} \frac{|f(x_{i+1}) - f(x_i)|}{f(x_i)} \leq \Delta \\ \frac{|f(x_i) - \bar{f}(x_i)|}{f(x_i)} \leq \Delta \end{cases} \quad (11)$$

式中： $f(x_i)$ 为有限元计算值； $\bar{f}(x_i)$ 为代理模型预测值； Δ 为收敛条件，即小于0.1%。

3.3 优化结果与分析

采用3.2节所述的序列近似优化方法对如式(10)所示的复合材料加筋圆柱壳结构优化问题进行求解，并使用拟合优度 R^2 与均方根误差RMSE作为检验代理模型精度的标准，该过程独立重复10次，计算结果如图8所示。从图8可知，3种构型的复合材料加筋圆柱壳结构极限载荷的 R^2 均大于0.91，RMSE均小于0.11，表明构建的代理模型具有较高的全局/局部近似能力，可用于复合材料加筋圆柱壳结构优化设计。

图9为3种构型的优化迭代曲线，表4为最优构型结构参数及有限元分析结果。由图9可以看出，经过序列近似优化后，考虑损伤的3种构型的优化迭代曲线均逐步趋于收敛，经过10次迭代优化后，3种加筋构型的复合材料圆柱壳结构的优化结果均达到收敛状态。为保证优化后效率增幅的可比性，以3种加筋构型的复合材料圆柱壳结构对应的初始值作为基准值，初始设计参数见表1，图10分别给出了优化后的复合材料加筋圆柱壳结构极限载荷和承载效率的提升幅度。可以看出，复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构的极限载荷和承载效率提升幅度均最大，分别为37.5%和

31.8%，表明此构型在轴压载荷下提升复合材料圆柱壳结构承载性能的效果相对最好。

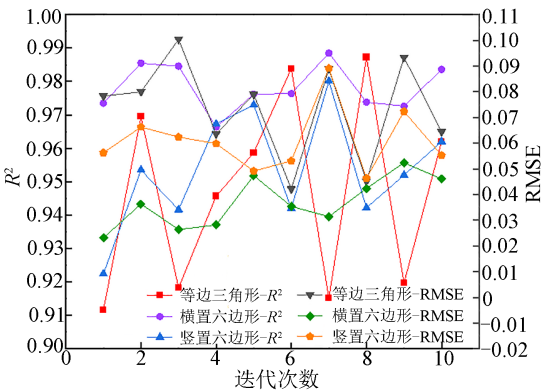


图 8 序列径向基函数代理模型近似精度

Fig. 8 Approximation accuracy of sequential radial basis function surrogate models

表 4 考虑损伤时3种复合材料加筋圆柱壳结构的优化结果

Table 4 Optimization results of the three composite-stiffened cylindrical shell structures with damage considered

设计参数	等边三角形	横置六边形	竖置六边形
筋条总数目/根	92	94	120
筋条高度/mm	7.000	5.375	5.625
筋条厚度/mm	5.875	5.125	5.500
极限载荷/($\times 10^6$ N)	4.506	5.206	5.071
质量/kg	20.200	20.021	20.105
承载效率/ 10^5	2.231	2.600	2.522

结合图9、图10可以看出，六边形加筋圆柱壳结构的承载能力显著优于等边三角形加筋圆柱

壳结构，是因为等边三角形加筋圆柱壳虽具有良好的抗扭和承受集中力的能力，但三角形节点是三筋条交叉，纤维在交叉点处会出现连续堆叠和交错，导致局部应力集中，降低了结构整体承载能力；横置六边形加筋圆柱壳结构承载能力优于竖置加筋圆柱壳结构，相比于优化后的等边三角形和竖置六边形加筋圆柱壳结构，优化后横置六边形加筋圆柱壳结构极限载荷分别提升 10.6% 和 4.4%。

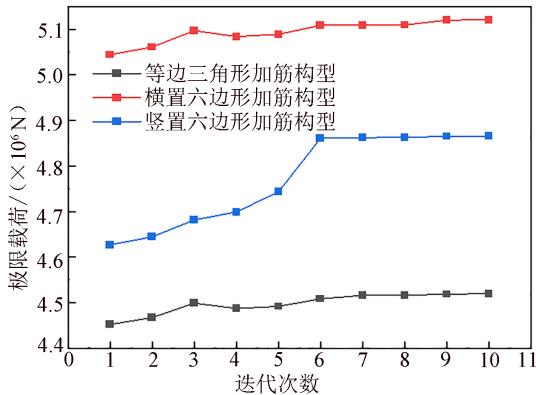


图 9 3 种构型优化迭代结果

Fig. 9 Optimization iteration results of the three configurations

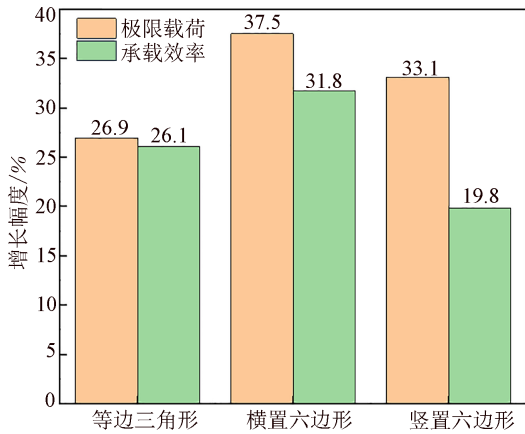


图 10 考虑损伤时 3 种加筋构型的极限载荷和承载效率提升幅度

Fig. 10 Improvements of ultimate load and load-bearing efficiency of the three stiffened configurations with damage considered

3.4 渐进损伤过程分析

为进一步分析损伤对加筋圆柱壳结构极限载荷的影响，对未考虑损伤的 3 种加筋构型的复合材料圆柱壳结构进行了优化设计，优化结果如表 5 所示。优化后复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构的极限载荷和承载效率均为最高，与考虑损伤相

比，极限载荷提高了 3.7%。

表 5 未考虑损伤时 3 种复合材料加筋圆柱壳结构的优化结果

Table 5 Optimization results of the three composite-stiffened cylindrical shell structures without considering damage

设计参数	等边三角形	横置六边形	竖置六边形
筋条总数目/根	102	98	104
筋条高度/mm	7.000	6.750	5.375
筋条厚度/mm	6.000	5.375	5.125
极限载荷/($\times 10^6$ N)	4.824	5.398	5.106
质量/kg	20.251	19.958	20.059
承载效率/ 10^5	2.382	2.705	2.545

为详细分析考虑损伤的复合材料加筋圆柱壳结构承载性能和渐进损伤过程，以优化后的 3 种加筋构型复合材料加筋圆柱壳结构为例，得到其载荷-位移曲线如图 11 所示，若结构未发生损伤则未展示相应示意图。可以看出，复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构达到极限载荷 B_2 点时，轴压载荷为 5.206×10^6 N，结构未发生损伤，复合材料加筋圆柱壳结构因局部屈曲导致结构失效。复合材料等边三角形和竖置六边形加筋圆柱壳结构的主要失效过程类似：线性前屈曲阶段，材料处于弹性阶段，蒙皮与筋条均未发生损伤 (O_1 点和 O_3 点)；非线性后屈曲阶段，蒙皮纤维首先发生损伤 (A_1 点和 A_3 点，轴压载荷分别为 3.076×10^6 N 和 3.471×10^6 N)，但此时结构仍能继续承载；随着载荷增加，纤维损伤逐渐扩大，致使结构刚度下降，当轴压载荷分别为 3.861×10^6 N 和 4.383×10^6 N 时损伤快速扩展 (B'_1 点和 B'_3 点)；当载荷达到极限载荷时 (B_1 点和 B_3 点，轴压载荷分别为 4.506×10^6 N 和 5.071×10^6 N) 发生筋条纤维损伤以及蒙皮基体损伤，筋条和蒙皮的损伤相互耦合，进而导致结构发生整体压溃破坏。

需要特别指出的是，复合材料横置六边形加筋构型在“未考虑与考虑损伤”2 种工况下的极限载荷和承载效率均高于其他 2 种构型，然而其极限载荷差异率高于复合材料竖置六边形构型。因此，对复合材料加筋圆柱壳结构进行分析和设计时，除了关注结构的极限载荷和承载效率外，还需充分考虑强度失效与稳定性失效的耦合影响，以确保评估结果的准确性与可靠性。

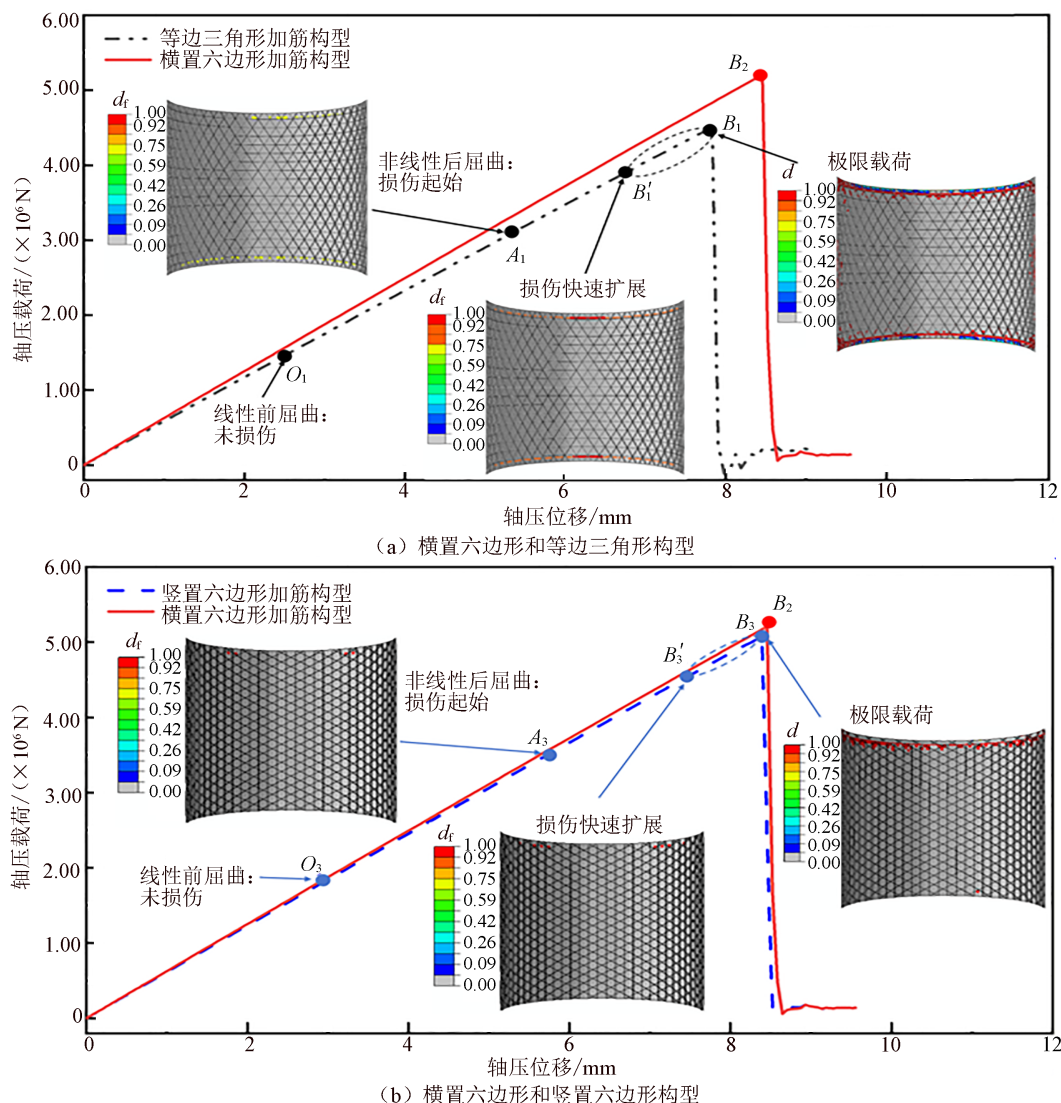


图 11 考虑损伤的复合材料加筋圆柱壳结构载荷-位移曲线及其损伤形式

Fig. 11 Load-displacement curves and damage patterns of composite-stiffened cylindrical shell structures with damage considered

4 结论

本文基于Hashin失效准则, 采用显式动力学方法, 分析了复合材料加筋圆柱壳结构在轴压载荷下的极限载荷和失效模式, 并探讨了蒙皮铺层顺序对结构轴压极限载荷的影响规律, 主要结论如下。

1) 以轴压极限载荷最大化为目标, 运用序列近似优化方法, 得到了3种加筋构型的复合材料圆柱壳结构的最优结构参数。结果表明, 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构在承载能力和承载效率方面均展现出显著优势, 其提升幅度分别为37.5%和31.8%。且与等边三角形和竖置六边形加筋圆柱壳结构相比, 复合材料横置六边形加筋圆柱壳结构极限载荷分别提高10.6%和4.4%。

2) 通过定性分析考虑损伤的3种加筋构型的复合材料圆柱壳结构后屈曲承载性能可得, 由于蒙皮承载性能较弱, 当结构达到极限载荷前, 蒙皮纤维极易首先发生损伤; 载荷增加材料损伤逐渐扩大, 蒙皮损伤迅速扩展; 当载荷达到极限载荷时筋条和蒙皮均会损伤, 结构将发生压溃破坏。

参考文献

- [1] LI M, ZHU H Y, LAI C L, et al. Recent progresses in lightweight carbon fibre reinforced lattice cylindrical shells[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022, 135: 100860.
- [2] ZHANG L W, ZHAO L Y, PAN L, et al. Research progress of composite cylindrical shells[J]. Polymer Composites, 2023, 44(11): 7298-7316.
- [3] 聂婷, 王焕春, 李瑞怡, 等. 热固性碳纤维复合材料

- 回收技术研究进展[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38(4): 108-118.
- NIE T, WANG H C, LI R Y, et al. Research progress of thermosetting carbon fiber composites recycling technology[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2024, 38(4): 108-118.
- [4] 熊健, 李志彬, 刘惠彬, 等. 航空航天轻质复合材料壳体结构研究进展[J]. 复合材料学报, 2021, 38(6): 1629-1650.
- XIONG J, LI Z B, LIU H B, et al. Advances in aerospace lightweight composite shell structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(6): 1629-1650.
- [5] 刘明良, 唐硕, 田小永, 等. 连续纤维增强加筋圆柱壳回转 3D 打印工艺及其轴压性能研究[J]. 机械工程学报, 2024, 60(15): 283-290.
- LIU M L, TANG Q, TIAN X Y, et al. Study on the 3D printing process and axial compression performance of reinforced cylindrical shell[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(15): 283-290.
- [6] 王文煜, 李锋, 任飞翔, 等. 轻质高强复合材料网格加筋壳体结构设计方法及力学性能研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(17): 99-116.
- WANG W Y, LI F, REN F X, et al. Research progress on structural design methods and mechanical properties of lightweight high-strength composite lattice stiffened shell structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(17): 99-116.
- [7] FADAVIAN A, FADAVIAN H, DAVAR A, et al. A comparative experimental and numerical study on buckling behavior of composite lattice cylinders[J]. Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering, 2022, 46(4): 1175-1193.
- [8] YAZDANI M, SHARIFLOO S, REZAEI M. Buckling behavior and energy absorption of grid-stiffened composite cylinders under low-velocity axial impact[J]. Polymer Composites, 2024, 45(3): 2474-2484.
- [9] YE Y Y, ZHU W D, JIANG J X, et al. Design and optimization of composite sub-stiffened panels[J]. Composite Structures, 2020, 240: 112084.
- [10] 张志峰, 陈浩然, 李焯, 等. 先进复合材料格栅圆柱壳优化设计的混合遗传算法[J]. 复合材料学报, 2005, 22(2): 166-171.
- ZHANG Z F, CHEN H R, LI X, et al. Hybrid genetic algorithm for optimum design of advanced grid composite circular cylinders[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(2): 166-171.
- [11] 张驰, 郑锡涛, 张东健, 等. 复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷工程估算新方法[J]. 复合材料学报, 2024, 41(9): 4875-4887.
- ZHANG C, ZHENG X T, ZHANG D J, et al. A new engineering method for predicting the axial compression buckling load of composite stiffened panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(9): 4875-4887.
- [12] SHI S S, SUN Z, REN M F, et al. Buckling resistance of grid-stiffened carbon-fiber thin-shell structures[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 888-896.
- [13] BELARDI V G, FANELLI P, VIVIO F. Structural analysis and optimization of anisogrid composite lattice cylindrical shells[J]. Composites Part B: Engineering, 2018, 139: 203-215.
- [14] LI M, ZHANG L, TAO Y M, et al. Two-level homogenization and multi-failure analyses of hierarchical lattice stiffened cylinder[J]. Composite Structures, 2023, 323: 117487.
- [15] 崔雨晨, 易华辉, 黄金香, 等. 爆炸冲击作用下不同材料箱型梁桥损伤分析[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38(1): 24-38.
- CUI Y C, YI H H, HUANG J X, et al. Damage analysis of box girder bridge with different materials under explosion impact[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2024, 38(1): 24-38.
- [16] JEON M H, KONG S T, KIM I G, et al. Failure load prediction of anisogrid cylindrical composite lattice structures using failure criterion based on ratio of bending to compressive stress[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2021, 35(11): 4897-4906.
- [17] MAHDY W M, ZHAO L B, LIU F R, et al. Buckling and stress-competitive failure analyses of composite laminated cylindrical shell under axial compression and torsional loads[J]. Composite Structures, 2021, 255: 112977.
- [18] 许英杰, 孙勇毅, 杨儒童, 等. 考虑强度与固化变形的复合材料加筋壁板铺层优化方法[J]. 计算力学学报, 2021, 38(3): 297-304.
- XU Y J, SUN Y Y, YANG R T, et al. Stacking sequence optimization of composite stiffened panel considering strength and curing deformation[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2021, 38(3): 297-304.
- [19] 冯振宇, 李玲玲, 邹君, 等. 复合材料加筋板高能量低速冲击损伤特性数值研究[J]. 复合材料科学与工程, 2024, 362(2): 13-19.
- FENG Z Y, LI L L, ZOU J, et al. Numerical

- study of high-energy low-velocity impact damage on stiffened composite panel[J]. *Composites Science and Engineering*, 2024, 362(2): 13-19.
- [20] JEON M H, KIM I G, WOO K. Rrogressive failure analysis of anisogrid cylindrical composite lattice structure with manufacturing defects[J]. *Composite Structures*, 2023, 321: 117237.
- [21] 乐晨, 曹昱, 杨帆, 等. 基于Abaqus的等边三角形网格加筋壳建模分析方法及试验验证研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2019(2): 12-16.
- YUE C, CUI Y, YANG F, et al. The analysis method and experimental verification of isogrid stiffened shell based on Abaqus[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(2): 12-16.
- [22] 王博, 田阔, 郑岩冰, 等. 超大直径网格加筋筒壳快速屈曲分析方法[J]. *航空学报*, 2017, 38(2): 183-191.
- WANG B, TIAN K, ZHENG Y B, et al. A rapid buckling analysis method for large-scale grid-stiffened cylindrical shells[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2): 183-191.
- [23] 耿发贵, 李强, 宋薛思, 等. 基于冲击损伤的复合材料气瓶铺层顺序优化设计[J]. *复合材料学报*, 2022, 39(2): 777-787.
- GENG F G, LI Q, SONG X S, et al. Optimal design of laying sequence of composite gas cylinders based on impact damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(2): 777-787.
- [24] 杨蓉, 马斌捷, 吴兵, 等. 网格加筋圆柱壳轴压稳定性分析[J]. *强度与环境*, 2016, 43(4): 57-64.
- YANG R, MA B J, WU B, et al. Axial compression stability analysis of stiffened cylindrical shell with grid[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2016, 43(4): 57-64.

Post-Buckling Optimization of Composite-Stiffened Cylindrical Shells Incorporating Progressive Damage

WANG Yue^{1,2}, WANG Zhixiang¹, LI Daokui^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

ABSTRACT: To explore the load-bearing potential and failure modes of composite-stiffened cylindrical shells under axial compression, post-buckling analysis and optimization design were conducted by incorporating progressive damage. The ultimate load and failure modes were analyzed using the explicit dynamics method and Hashin failure criterion. On this basis, the influence of skin layup sequence on the ultimate load of three typical composite stiffened cylindrical shells was investigated. Furthermore, the sequential approximate optimization method was adopted to obtain the optimized structures of the three typical composite-stiffened cylindrical shells. The results demonstrate that under axial compression, the composite transverse hexagonal stiffened cylindrical shell structure shows significant advantages in both load-bearing capacity and efficiency, with improvements of 37.5% and 31.8%, respectively, compared with the initial design, and an increase in ultimate load by 10.6% and 4.4%, respectively, with respect to the other two configurations. Under axial compression, the sequential damage and failure of fibers and matrices are the main mechanisms of crushing failure of stiffened cylindrical shells. Therefore, post-buckling analysis should be carried out by comprehensively considering material damage and structural stability to obtain the ultimate load of composite-stiffened cylindrical shells.

KEYWORDS: composite-stiffened cylindrical shell; progressive damage analysis; post-buckling design; sequential approximate optimization method

(编辑: 于福兴)