

文章编号:1000-8055(2017)12-2817-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.12.001

缠绕复合材料壳体爆破压强的预测

常新龙, 刘万雷, 张晓军, 张有宏
(火箭军工程大学 602 教研室, 西安 710025)

摘 要: 针对缠绕复合材料壳体在内压作用下的破坏问题, 基于连续损伤介质力学方法, 建立了一种缠绕复合材料渐进损伤破坏分析模型。模型中考虑了纤维破坏、基体损伤和纤维/基体开裂 3 种破坏模式, 并针对缠绕复合材料面内剪切非线性实际, 建立了面内剪切非线性模型。通过子程序 UMAT 将模型嵌入 ABAQUS/Standard 中, 对含缺口缠绕复合材料试件拉伸过程进行了仿真计算, 验证了模型的正确性。采用该模型对缠绕复合材料壳体的水压破坏过程进行了仿真分析, 结果表明: 内压作用下缠绕复合材料的最终破坏是由于纤维断裂导致的, 且纤维破坏主要出现在环向层, 基体破坏主要出现在纵向层。

关键词: 复合材料壳体; 爆破压强; 损伤力学; 剪切非线性; 渐进损伤

中图分类号: V23; TB332

文献标志码: A

Burst pressure prediction of filament wound composite shell

CHANG Xinlong, LIU Wanlei, ZHANG Xiaojun, ZHANG Youhong

(602 Office,

Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: For the burst failure mechanism of filament winding composite pressure shell, a progressive failure model based on continuum damage model was proposed. Fiber breakage, matrix damage and fiber/matrix deboned were considered in this model. Nonlinear shear damage was taken into account as the intra-lamina mechanics of filament wound composite was different with composite plate. The model was implemented into ABAQUS/Standard through UMAT subroutine and used to simulate the tension failure of notched wound composite specimens. The burst failure process of wound composite shell was simulated. The result showed that the ultimate failure of the wound composite shell was induced by fiber breakage. Fiber breakage mainly occurred in hoop layers and matrix damage mainly occurred in helical layers.

Key words: wound composite shell; burst pressure; damage mechanics; nonlinear shear; progressive damage

复合材料由于其优良的力学性能和良好的可设计性, 使得其广泛应用于航空、航天等重要的工业领域。作为其中的一种典型代表, 缠绕成型的

复合材料广泛应用于旋转对称的结构中, 如火箭壳体、管道、气瓶等压力容器中。但与金属压力容器不同的是, 复合材料容器的失效模式和失效机

收稿日期: 2016-06-15

基金项目: 国家自然科学基金(11302249, 51605480)

作者简介: 常新龙(1965—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要研究方向为火箭动力系统失效物理与可靠性。

通讯作者: 刘万雷(1987—), 男, 工程师, 博士, 主要研究方向为火箭动力系统失效物理与可靠性。E-mail: vonleylin@163.com

引用格式: 常新龙, 刘万雷, 张晓军, 等. 缠绕复合材料壳体爆破压强的预测[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2817-2823. CHANG Xinlong, LIU Wanlei, ZHANG Xiaojun, et al. Burst pressure prediction of filament wound composite shell[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2817-2823.

理十分复杂^[1-4],难以有效预测其破坏强度,给设计制造带来不便。

近年来,针对缠绕复合材料压力容器的破坏问题,国内外学者开展了大量的研究工作。Chapelle 等人^[5]基于经典层合板理论研究了缠绕复合材料气瓶铝合金内衬的非线性应力-应变响应和渐进失效问题。Basu 等人^[6]建立了基于断裂力学方法的渐进损伤模型,并认为每一层的刚度退化是非线性的。Liu 和 Tsai^[7]改进了传统的层合板理论,采用二次失效准则研究了缠绕复合材料管道的渐进损伤。Martens 等人^[8]对多向缠绕玻璃纤维/环氧树脂复合材料的力学特性进行了试验研究,研究表明缠绕复合材料的力学特性除了与载荷性质有关,同时与铺层参数有关。Morozov^[9]研究了不同缠绕方式对复合材料壳体强度的影响,研究结果表明壳体强度与缠绕角度、缠绕线形等因素密切相关,基于传统层合板理论的计算结果低估了缠绕结构的应力水平^[10-12]。然而,以往的研究中,往往将缠绕复合材料等效成为层合板进行分析,而实际上,由于缠绕复合材料制作过程的特殊性,其纤维束带之间存在交叉重叠,使得其力学性能与相同铺层方向的层合板力学性能存在明显差异^[13-16]。

综上,由于缠绕复合材料的结构和制作工艺与航空工业中常用的层合板有明显不同,导致了它们的失效模式和失效机理也不尽相同,若将缠绕复合材料等效成层合板进行研究势必会影响计算结果的准确性。因此,本文针对缠绕复合材料的特点,结合文献[14]中缠绕复合材料试件剪切试验,建立了相应的有限元模型,采用连续损伤力学方法分析了面内剪切非线性问题。最后,建立

了缠绕复合材料壳体的内压破坏有限元模型,并与水压试验结果进行了对比,分析表明该模型能够有效预测复合材料壳体的爆破强度。

1 损伤模型

1.1 面内本构关系

在缠绕复合材料壳体受内压作用时,纤维破坏是最重要的损伤模式,纤维破坏最终导致容器破坏。然而,其他几种破坏模式却会改变结构的应力场,从而对结构的破坏模式产生影响。由于纤维缠绕复合材料每层的厚度相比于其他方向较小,可以认为其层内受力状态为平面应力状态,这样一来,面内损伤就可以分为以下 3 种:

- 1) 纤维方向破坏,在分析纤维缠绕复合材料受内压载荷时,纤维受拉,故仅考虑纤维方向的拉伸破坏,用 d_{11} 表示该方向损伤变量。
- 2) 纤维/基体界面剪切破坏,用 d_{12} 表示。
- 3) 基体破坏,用 d_{22} 表示,基体破坏与纤维/基体界面破坏存在耦合关系。

根据损伤力学的定义可知有效应力与名义应力之间的关系为

$$\bar{\sigma} = D\sigma \tag{1}$$

式中 σ 为应力, D 为损伤矩阵。

$$D = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_{11}} & & \\ & \frac{1}{1-d_{22}} & \\ & & \frac{1}{1-d_{33}} \end{bmatrix} \tag{2}$$

因此,名义应力与应变的关系可以表示为

$$\begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0(1-d_{11})} & -\frac{\nu_{12}}{E_{11}^0} & \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0(1-d_{22})} & \\ & & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中 G 为切变模量。

根据应变等效理论,应力增量可以表示如下:

$$\Delta\sigma = E[d\{\Delta\epsilon - \Delta\epsilon^{\text{in}}\} - \Delta d\{\epsilon - \epsilon^{\text{in}}\}] \tag{4}$$

式中 E 为材料初始刚度矩阵, Δd 为损伤增量矩阵, ϵ 和 $\Delta\epsilon$ 分别为应变和应变增量, ϵ^{in} 和 $\Delta\epsilon^{\text{in}}$ 分别为塑性应变和塑性应变增量。

1.2 面内剪切非线性

文献[14]中采用先缠绕成型、再将缠绕结构展开成平板试件随后固化的方法制作了不同铺层

方向的试件(如图 1 所示),并与对应的层合板试件拉伸性能进行了对比。结果表明:[0°]和[90°]铺层的试件拉伸曲线与层合板类似;[±45°]铺层的拉伸试件应力-应变呈现出明显的非线性特征,且失效应变相比层合板明显增大。

[±45°]铺层的缠绕复合材料拉伸试件产生非线性可以归结为两个因素:塑性变形和损伤。本文中分别采用塑性理论和连续损伤介质损伤力学理论对材料剪切非线性问题中塑性变形和损伤



图 1 缠绕复合材料拉伸试件

Fig. 1 Filament wound composite tensile specimens

进行分析。在面内剪切加载时,基体行为主导塑性变形,在基体破坏过程中产生了大量裂纹导致塑性变形产生;在卸载阶段塑性变形会导致层板内产生永久变形。损伤导致材料刚度下降,这在应力-应变曲线上表现为曲线斜率的不断降低。

典型的非线性剪切应力-应变曲线^[17]如图 2 所示,基于小变形假设和连续损伤介质损伤力学的原理,应变可以分为弹性应变 γ_{ij}^e 和损伤应变 γ_{ij}^d 两部分。尽管损伤是一个不可逆的过程,由于损伤导致的变形在卸载过程中仍然会回弹,这样一来, γ_{ij}^d 可以分为弹性损伤应变 γ_{ij}^{ed} 和非弹性损伤应变 γ_{ij}^{in} 两部分。弹性损伤应变是由于部分裂纹在卸载过程闭合造成的,非弹性损伤应变导致最终的永久变形出现。上述理论用公式表示如下:

$$\gamma_{12} = \gamma_{12}^e + \gamma_{12}^d \quad (5)$$

$$\gamma_{12}^d = \gamma_{12}^{ed} + \gamma_{12}^{in} \quad (6)$$

卸载的过程中总的弹性应变为

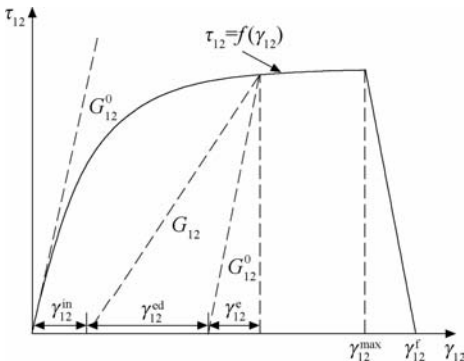


图 2 非线性剪切应力-应变示意图

Fig. 2 Illustration of nonlinear shear stress-strain

$$\gamma_{12}^i = \gamma_{12}^e + \gamma_{12}^{ed} \quad (7)$$

$$\text{式中 } \gamma_{12}^e = \frac{\sigma_{12}}{G_{12}^0}, \quad \gamma_{12}^{ed} = \frac{\sigma_{12} d_{12}}{G_{12}^0 (1 - d_{12})}。$$

采用分段函数拟合非线性应力-应变的曲线段。当应变为 $0 \sim 0.02$ 时

$$\tau_{12} = A_1 \cdot \exp(-\gamma_{12}/t) + A_0 \quad (8)$$

式中 $A_1 = -56.5 \text{ MPa}$, $t = 0.00467$, $A_0 = 54.1 \text{ MPa}$ 。

当应变为 $0.02 \sim 0.10$ 时

$$\tau_{12} = a + b \cdot \gamma_{12} \quad (9)$$

式中 $a = 46.1 \text{ MPa}$, $b = 358.8 \text{ MPa}$ 。

非弹性应变表示如下:

$$\gamma_{12}^{in} = \gamma_{12} - \gamma_{12}^e - \gamma_{12}^{ed} \quad (10)$$

$$\Delta \gamma_{12}^{in} = \Delta \gamma_{12} - \frac{\Delta \sigma_{12}}{G_{12}^0} - \frac{\Delta \sigma_{12} d_{12} (1 - d_{12}) + \sigma_{12} \Delta d_{12}}{G_{12}^0 (1 - d_{12})^2} \quad (11)$$

1.3 剪切失效准则

非线性剪切初始损伤准则采用应变形式表示,初始准则定义在材料表现出弹性阶段的结尾,此时并未出现损伤

$$f(\gamma_{12}) = \left(\frac{\gamma_{12}}{\gamma_{12}^0} \right)^2 - 1 \geq 0 \quad (12)$$

式中 γ_{12}^0 为剪切应力-应变中的弹性应变极限值。损伤初始后,采用分段形式表示损伤演化规律

$$d_{12}(\gamma_{12}) = \lambda_1(\gamma_{12}) + \lambda_2(\gamma_{12}) - \lambda_1(\gamma_{12})\lambda_2(\gamma_{12}) \quad (13)$$

当 $\gamma_{12}^0 \leq \gamma_{12} \leq \gamma_{12}^{\max}$ 时

$$\lambda_1(\gamma_{12}) = 1 - \alpha \gamma_{12}, \quad \lambda_2(\gamma_{12}) = \alpha \gamma_{12} \quad (14)$$

当 $\gamma_{12}^{\max} < \gamma_{12} \leq \gamma_{12}^f$ 时

$$\lambda_1(\gamma_{12}) = 1 - \alpha \gamma_{12}^{\max},$$

$$\lambda_2(\gamma_{12}) = \frac{\gamma_{12}^f}{\gamma_{12}^f - \gamma_{12}^{\max}} \left(1 - \frac{\gamma_{12}^{\max}}{\gamma_{12}^f} \right) \quad (15)$$

1.4 纵向和横向失效准则

复合材料容器受内压作用时,不会出现纵向和横向的压缩失效,因此只考虑纵向和横向的拉伸失效。本文中采用应变形式定义纵向和横向拉伸的起始和破坏准则,采用线性退化方式定义损伤演化,如下所示:

1) 纤维断裂起始准则

$$f_t = \frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_{0.1}} - 1 \geq 0 \quad (16)$$

2) 损伤参数

$$d_{11} = \frac{\epsilon_{f,1}}{\epsilon_{f,1} - \epsilon_{0.1}} \left(1 - \frac{\epsilon_{0.1}}{\epsilon_{11}} \right) \quad (17)$$

3) 基体破坏起始准则

$$f_{\text{mt}} = \frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_{0,2}} - 1 \geqslant 0 \tag{18}$$

4) 损伤参数

$$d_{12} = \frac{\epsilon_{f,2}}{\epsilon_{f,2} - \epsilon_{0,2}} \left(1 - \frac{\epsilon_{0,2}}{\epsilon_{22}} \right) \tag{19}$$

2 缠绕复合材料拉伸试验及仿真

2.1 含缺口试件有限元模型

根据文献[1]中的缠绕复合材料试件特点,在

ABAQUS 中建立相应的有限元模型,如图 3 所示(图中 θ 为铺层角度)。试件尺寸为 $250\text{ mm} \times 250\text{ mm} \times 25\text{ mm}$,半圆形缺口直径 15 mm ,缺口位于试件中心。与层合板不同的是,缠绕试件每一个层上面既有 45° 铺层同时也有 -45° 铺层。将前文中的模型通过用户子程序 UMAT 嵌入 ABAQUS/Explicit 中,在模型一端施加位移载荷另外一端固定,从而实现试件轴向拉伸的仿真计算。仿真计算中采用的缠绕复合材料相关参数如表 1 所示。



图 3 含缺口试件有限元模型
Fig. 3 Finite element model of notched specimen

表 1 缠绕复合材料力学性能 (T700SC/UF3369)

Table 1 Mechanical parameters of filament wound composite (T700SC/UF3369)

参数	数值	参数	数值
E_{11}/GPa	134.22	ν_{23}	0.38
E_{22}/GPa	8.175	X_t/MPa	2104
E_{33}/GPa	8.175	Y_t/MPa	48
G_{12}/GPa	4.697	$\gamma_{12}^0/\%$	0.5
G_{13}/GPa	4.697	$\gamma_{12}^{\text{max}}/\%$	11
G_{23}/GPa	2.962	$G_t/(\text{kJ}/\text{m}^2)$	160
ν_{12}	0.362	$G_m/(\text{kJ}/\text{m}^2)$	10
ν_{13}	0.362	$G_{12c}/(\text{kJ}/\text{m}^2)$	2.25

2.2 结果分析

图 4 中对比了 $[\pm 45_4]$ 试件轴向拉伸载荷-位移曲线的试验结果^[1]和仿真结果,从图中可以看出在初始的线性段和随后的非线性段,本文的模拟结果与仿真曲线均具有较好的一致性。仿真过程中为了避免网格尺寸带来的应变局部化问题,将模型中最大应力出现后的材料刚度拟合为线性退化。这导致仿真得出的载荷-位移曲线的下降部分为斜直线,与试验得到的曲线略有差异,但这对模型整体的计算结果影响不大。通过上述对比表明,本文建立的模型是准确可靠的,适用于进行缠绕复合材料的损伤分析。

模型仿真不仅可以获得宏观载荷-位移结果,还可以观测到试件局部应力场。从图 5 中可以看出,仿真的得到的应变场(缺口边界处的变形三角

区域)与采用数字影像技术(DIC)测试得到的应变场^[1]较为相似。在试验过程中(图 5(a))可以明显看出试件中心出现了一个未变形的近似圆形区域,同样在仿真中也得到了类似结果。但仿真中还是低估了试件中的应变梯度,这种应变梯度的出现是由于缠绕试件的交叠结构造成的。同样,仿真模型也可以较好的预测断裂形貌,如图 6 所示。在测试的过程中,损伤在缺口的边缘达到

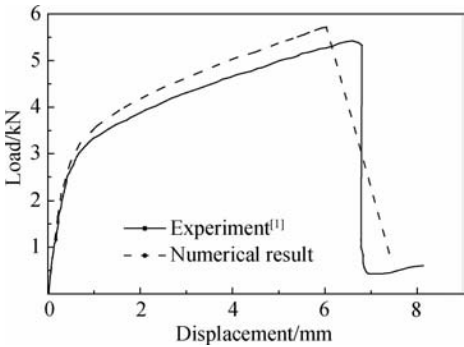
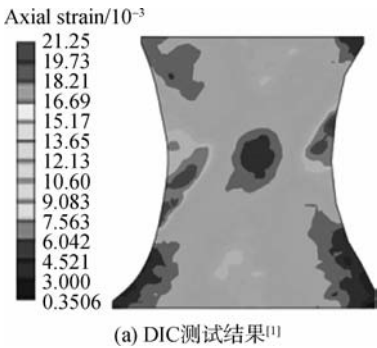


图 4 载荷-位移曲线对比
Fig. 4 Comparison of load-displacement curve



(a) DIC测试结果^[1]

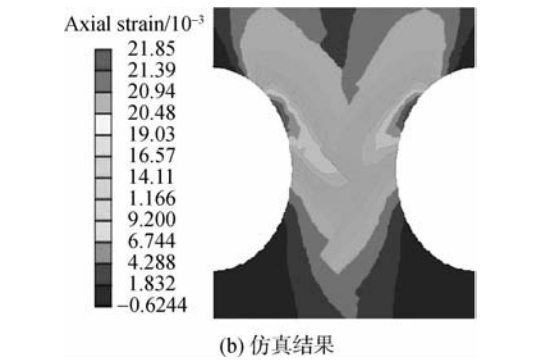


图 5 55%破坏载荷作用下的轴向应变场对比
Fig. 5 Comparison between axial strain measured by DIC and simulation at 55% rupture load

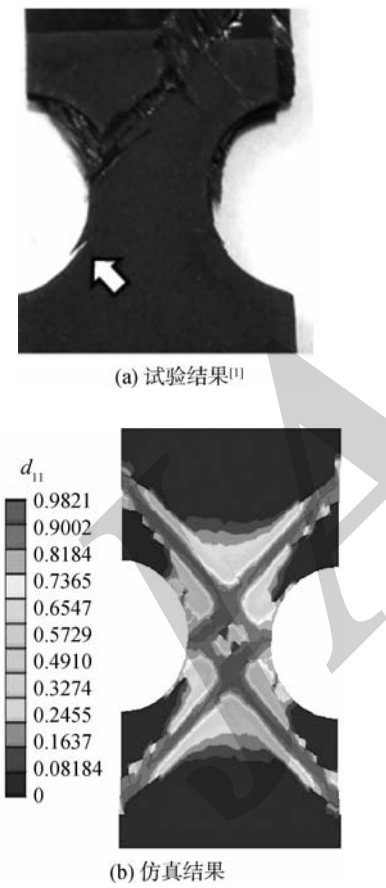


图 6 拉伸破坏形貌试验和仿真结果对比
Fig. 6 Comparison of tensile fracture mode between experiment and simulation

最大值,在试件中心处最小。

3 缠绕复合材料壳体爆破压强预测

3.1 缠绕复合材料壳体有限元模型

根据缠绕复合材料特点,建立有限元模型如图 7 所示,缠绕复合材料壳体筒段的铺层角度为 $[\pm 62_2, 90_4]$,筒段半径为 75 mm,长度为 150 mm。

缠绕复合材料封头处的缠绕角度和厚度是连续变化的^[18],文中为了简化处理,假定封头处同一单元内部材料方向和角度是相同的,它们都是单元中心坐标的函数。根据缠绕复合材料水压试验的特点,沿轴线两个侧边的约束为周期对称约束,在柱坐标系下的约束条件为 $\theta=0^\circ$,封头一端固定,一端限制除轴向变形外的所有自由度。

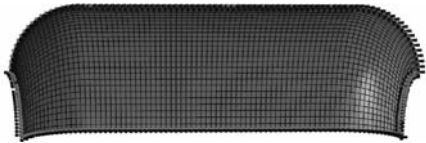


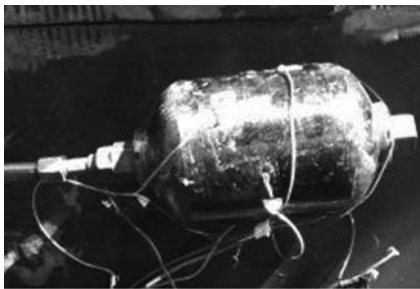
图 7 壳体有限元网格
Fig. 7 Finite element mesh of filament wound shell structure

3.2 缠绕复合材料壳体水压试验

在树脂基体和纤维力学性能的基础上,为考核成型后缠绕复合材料的综合性能,并且尽可能模拟发动机壳体的受力状态,实际中经常采用直径为 150 mm 标准容器的爆破压力来表征。因此本文中选用 150 mm 的缠绕复合材料壳体进行水压试验。在水压试验开始前,壳体内部放入橡胶内衬(起到密封作用),水压试验过程中壳体内部压力由 0 MPa 开始缓慢加压,直至壳体发生破坏为止。图 8 为水压爆破试验现场图和缠绕复合材料壳体内部结构的示意图。在试验过程中,由黏贴在壳体表面的应变片(黏贴位置如图 8(b)所示),记录壳体环向应变-压强及其轴向应变-压强曲线。

3.3 仿真与试验结果对比

利用文中第 1 节中建立的渐进损伤模型,通过 ABAQUS/Standard 软件对复合材料壳体进行内压作用下的仿真计算。将得到的计算结果与试验结果进行对比如图 9 所示。由图 9 可知,壳体的环向应变、轴向应变随着压强的增大而增大,并且两者基本上是呈线性关系。试验测试得到的



(a) 现场图

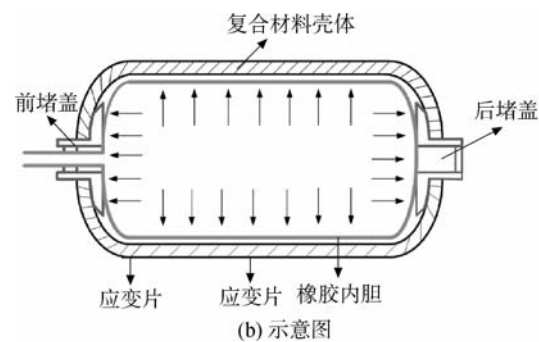


图 8 水压爆破试验

Fig. 8 Water burst experiment

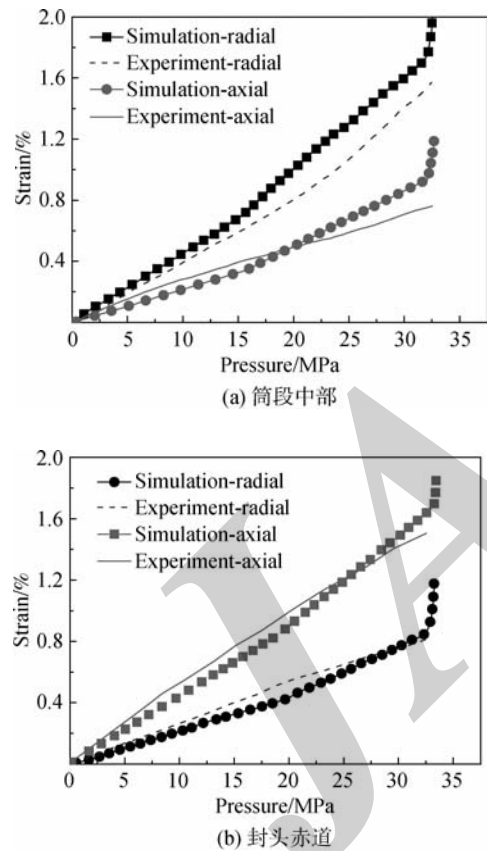


图 9 应变-压强曲线对比

Fig. 9 Strain-pressure curves comparison between experiment and simulation

爆破压强为 32.8 MPa,此时筒段中心最大环向应变为 1.36%,最大轴向应变为 0.84%。封头赤道出的环向应变为 0.93%,轴向应变为 1.47%。仿真计算得到的爆破压强为 30.5 MPa,相比试验值略低(认为筒段中部应变达到 1.56%时,壳体发生破坏)。

仿真结果除了能够预测爆破强度和应变-压强变化之外,还能够分析壳体的不同损伤模式。图 10(a)为壳体水压试验爆破形貌,从图中可以

看出,破坏位置位于筒段中部(表明壳体破坏模式是安全的),壳体纵环向层发生分离。图 10(b)中给出了不同层内纤维断裂和基体损伤的百分比,从中可以看出壳体外部环向层(1 层~4 层)内基体破坏占比约为 20%,纤维断裂的占比约为 30%;壳体内部纵向层(5 层~8 层)内基体破坏占比约为 60%,并未出现纤维断裂。这表明基体破坏并不是一个局部现象,而纤维断裂则大部分集中于外层的环向铺层。

图 11 给出了爆破压强作用下基体破坏和纤维断裂损伤的演化过程,从中可以看出,在内压还

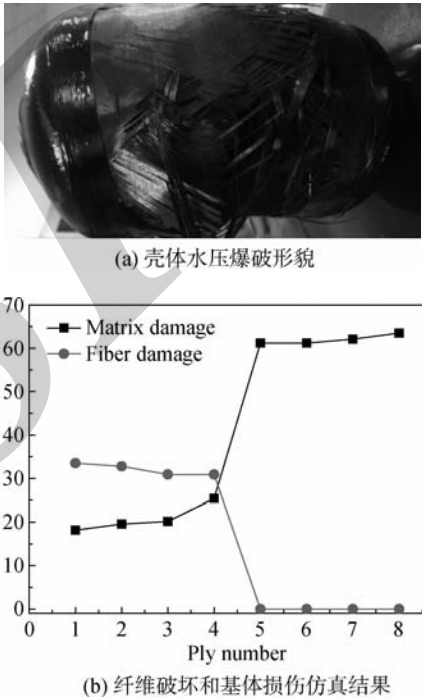


图 10 缠绕复合材料壳体破坏模式对比

Fig. 10 Failure mode comparison of filament wound shell structure

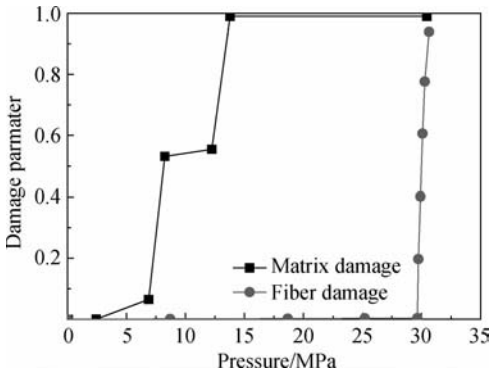


图 11 纤维基体损伤系数最大值随压力变化曲线

Fig. 11 Maximum fiber and matrix damage parameters under different pressures

很低时(2.5 MPa 左右)时,壳体已经出现基体损伤,当内压达到 14 MPa 时,基体已经全部破坏;而直至内压快接近爆破压强时,壳体才开始出现纤维破坏。这一现象表明尽管基体破坏较早出现,但缠绕复合材料壳体的破坏最终是由纤维断裂引起的。

4 结 论

采用基于连续介质损伤力学方法建立了缠绕复合材料渐进损伤模型,对含缺口的缠绕试件和缠绕复合材料壳体进行了数值模拟研究,并与试验结果进行了对比,得到了以下结论:

1) 缠绕复合材料由于其内部的纤维交叠结构表现出明显的剪切非线性,虽然其对复合材料壳体爆破强度的影响有限,但剪切非线性的存在会改变壳体内部应力应变场的分布情况。

2) 内压作用下纤维缠绕复合材料壳体的最终破坏是由纤维断裂引起的,且其主要出现在环向层;内压作用下壳体较早发生基体破坏,且范围较广,但主要出现在纵向层。

3) 本文的计算模型可以为复合材料缠绕压力容器的优化设计提供理论依据和支撑。

参考文献:

- [1] LIU P F, CHU J K, HOU S J, et al. Numerical simulation and optimal design for composite high-pressure hydrogen storage vessel: a review[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2012, 16(4): 1817-1827.
- [2] 王明鉴, 卢明章. 固体火箭发动机纤维缠绕壳体承载能力数值仿真[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(2): 234-237.
WANG Mingjian, LU Mingzhang. Numerical simulation of load-bearing capacity of solid rocket motor fiber winding composite case[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(2): 234-237. (in Chinese)
- [3] 杨眉, 陈秀华, 伍春波. 固体火箭发动机纤维缠绕复合材料壳体爆破渐进失效的数值模拟[J]. *机械工程材料*, 2012, 36(11): 92-96.
YANG Mei, CHEN Xiuhua, WU Chunbo. Numerical simulation for burst progressive failure of filament wound composite case in solid rocket motor[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2012, 36(11): 92-96. (in Chinese)
- [4] PARNAD L, KATIRCI N. Design of fiber-reinforced composite pressure vessels under various loading conditions[J]. *Composite Structures*, 2002, 58(1): 83-95.
- [5] CHAPELLE D, PERREUX D. Optimal design of a Type 3 hydrogen vessel: Part I analytic modeling of the cylindrical section[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2006, 31(5): 627-638.
- [6] BASU S, WAAS A M. Prediction of progressive failure in

- multidirectional composite laminated panels[J]. *International Journal of Solid Structure*, 2007, 44(9): 2648-2676.
- [7] LIU K S, TSAI S W. A progressive quadratic failure criterion for a laminate[J]. *Compos Science Technology*, 1998, 58(7): 1023-1032.
- [8] MARTENS M, ELLYIN F. Biaxial monotonic behaviors of a multidirectional glass fiber epoxy pipes[J]. *Composite: Part A*, 2000, 31(9): 1001-1014.
- [9] MOROZOV E V. The effect of filament-winding mosaic patterns on the strength of thin-walled composite shells[J]. *Composite Structures*, 2006, 76(1): 123-129.
- [10] 王晓宏, 张博明, 刘长喜, 等. 纤维缠绕复合材料压力容器渐进损伤分析[J]. *计算力学学报*, 2009, 26(3): 446-452.
WANG Xiaohong, ZHANG Boming, LIU Changxi, et al. Progressive failure analysis of composite overwrapped pressure vessels[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2009, 26(3): 446-452. (in Chinese)
- [11] ONDER A, SAYMAN O, DOGAN T, et al. Burst failure load of composite pressure vessels[J]. *Composite Structures*, 2009, 89(1): 159-166.
- [12] XU P, ZHENG J Y, LIU P F. Finite element analysis of burst pressure of composite hydrogen storage vessels[J]. *Materials and Design*, 2009, 30(7): 2295-2301.
- [13] 和欣辉, 韩小平. 纤维缠绕复合材料起伏区域残余应力[J]. *材料工程*, 2016, 44(4): 76-81.
HE Xinhui, HAN Xiaoping. Residual stress in local fiber undulations for filament-wound composites[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2016, 44(4): 76-81. (in Chinese)
- [14] RAMIREZ J P B, HALM D, GRANDIDIER J C, et al. Experimental study of the thermomechanical behavior of wound notched structures[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(38): 13148-13159.
- [15] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料拉伸载荷下的失效模式分析[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(10): 2163-2169.
FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CC300 and T300 composites under tensile strength[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(10): 2163-2169. (in Chinese)
- [16] 肖梦丽, 张勇波, 王治华, 等. 国产碳纤维复合材料开孔拉伸失效分析与预测[J]. *航空动力学报*, 2012, 30(12): 2857-2862.
XIAO Mengli, ZHANG Yongbo, WANG Zhihua, et al. Failure analysis and predication on the open-hole tension of domestic carbon fiber composite[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 30(12): 2857-2862. (in Chinese)
- [17] BOGETTI A, HOPPEL C P R, HARIK V M, et al. Predicting the nonlinear response and progressive failure of composite laminates[J]. *Composite Science Technology*, 2004, 64(3): 329-342.
- [18] 王耀先. 复合材料结构设计[M]. 北京: 化学工业出版社, 2001.