

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.017

非穿透间隔割缝易碎盖结构设计及分析

苑晓旭¹, 南博华², 林楠³, 徐澧明¹, 徐志明¹, 蔡登安¹, 周光明¹

(1.南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室,南京 210016; 2.上海航天设备制造总厂有限公司,上海 200245; 3.上海机电工程研究所,上海 201109)

摘要:发射箱盖需要满足轻质、结构紧凑等要求。为了满足性能需求,在易碎盖结构方面提出了新的设计方案,即非穿透间隔割缝复合材料易碎盖。针对承压与冲破两种工况展开了试验,分别建立了承压和冲破渐进损伤有限元模型,分析了结构参数对新结构易碎盖力学性能的影响,并探讨易碎盖冲破的损伤失效机理。结果表明,本文建立的有限元模型可有效预测承压工况下盖体的最大变形和冲破工况下盖体的冲破压力;盖体厚度的增大会导致易碎盖承压工况下最大变形减小和冲破工况下冲破压力的增大;而割缝宽度的增大,对承压工况下盖体最大变形的影响较小,但在冲破工况下易碎盖薄弱区会更早进入损伤失效阶段,对其冲破性能产生负面影响。

关键词:易碎盖;复合材料;间隔割缝;结构设计;有限元分析

中图分类号:TJ768.2;TB332 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2023)02-0311-09

Structural Design and Analysis of Non-penetrating Interval Cutting Frangible Cover

YUAN Xiaoxu¹, NAN Bohua², LIN Nan³, XU Liming¹, XU Zhiming¹, CAI Deng'an¹,
ZHOU Guangming¹

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Shanghai Aerospace Equipments Manufacturer Co., Ltd., Shanghai 200245, China; 3. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The launch box cover should meet the requirements of light weight and compact structure. In order to meet the performance requirements, a new design scheme named non-penetrating interval slit composite fragile cover is proposed. Finite element models of progressive damage under pressure and break are established, respectively. The influence of structural parameters on mechanical properties of the new structure fragile cap is analyzed, and the damage failure mechanism of fragile cap break is discussed. The results show that the finite element model established in this paper can effectively predict the maximum deformation of the cover under pressure and the bursting pressure of the cover under bursting condition. The increase of the cover thickness will lead to the decrease of the maximum deformation and the increase of the breaking pressure of the frangible cover under the pressure condition. The increase of the slit width has little effect on the maximum deformation of the cover under pressure. However, the weak area of brittle cap will enter the damage failure stage earlier under the condition of breaking, which will have a negative impact on its breaking performance.

Key words: frangible cover; composite materials; interval cutting; structural design; finite element analysis

基金项目:国家自然科学基金(52005256);江苏省基础研究计划(自然科学基金)(BK20190394);江苏省博士后科研(2020Z437);上海航天科技创新基金(SAST2019-063,SAST2020-001);江苏高校优势学科建设工程(PAPD)。

收稿日期:2021-10-16;**修订日期:**2022-01-05

通信作者:周光明,男,教授,博士生导师,E-mail:zhougm@nuaa.edu.cn。

引用格式:苑晓旭,南博华,林楠,等.非穿透间隔割缝易碎盖结构设计及分析[J].南京航空航天大学学报,2023,55(2):311-319. YUAN Xiaoxu, NAN Bohua, LIN Nan, et al. Structural design and analysis of non-penetrating interval cutting frangible cover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2):311-319.

导弹发射箱盖在导弹的存储和发射过程中具有不可或缺的作用。发射箱盖需要同时满足刚度和强度要求;在导弹存储时其气密性和承压变形需满足特定的技术指标要求;在导弹发射时,需能在特定的气压或顶破力的作用下快速开裂,为导弹让出前进通道。

以往的导弹发射箱盖结构主要是机械盖或爆破盖,绝大部分材料属于金属材料。由于机械盖质量较大,使整个发射系统的重量增大;且机械盖为液压或电动机械开盖,操作时间长,不满足快速作战要求。而爆破盖使用维护成本高,长期存储容易产生失效,且爆炸时会造成导弹头部损伤。复合材料具有比强度与比模量高的优点,可以在满足相同强度要求下极大地减轻导弹箱盖结构的质量;且其对环境的适应性好,可设计性强^[1-2],在具有腐蚀性或其他极端环境中,与金属材料相比不需要额外考虑防腐蚀作用。因此,现今发射箱盖的研制多是基于复合材料展开的。

国外一些学者很早就把复合材料应用到易碎盖结构中,这种易碎盖具有复合材料特有的各种优点,同时能够满足导弹存储与运输过程中的密封性要求。Omkar等^[3]将克隆算法应用到对复合材料层合板的优化中,针对不同载荷和不同参数变量,在满足强度要求的前提下极大程度上减少了结构的重量。Doane^[4]设计了一种顶破式复合材料易碎盖,仅需要施加很小的顶破力就可以使箱盖开盖。但相对而言,由于接触顶破力的存在,导弹头部会受到一定程度的损伤。顶破开盖方式的箱盖,虽然同样具有复合材料易碎盖应有的各种优点,但并不能很好地保证导弹完整无损,甚至有可能达不到需要的效果。Kam和Wu等^[5-6]设计了一种可冲破开盖的复合材料易碎盖,导弹准备发射时,导弹引擎首先启动,在箱内产生气流使箱盖内外存在气压差。气压差冲破盖体,使盖体与导弹头接触前发生破坏,盖体按预留薄弱区破坏为4部分,可保证导弹快速发射。但这种易碎盖薄弱区采用纯树脂连接,为保证薄弱区强度导致易碎盖厚度增加,成型工艺复杂,质量减轻效果不明显。

国内针对将复合材料应用到易碎盖结构方面,也有较多成果。2006年,周光明等^[7]研制了一种穿透式的薄膜盖,成功提高了导弹发射时的效率。2007年,周光明等^[8]设计出以整体形式冲破的复合材料易碎盖,气流冲击盖体时盖体以整体形式抛出。孙志彬等^[9]通过对薄弱区进行搭接的方式,设计出薄弱区不完全切断的圆形复合材料易碎盖,使盖体可以定向抛出。陈海立^[10]提出盖体承压时周向弯矩为最危险载荷,研究了载荷作用下不同薄弱

区接头处承受弯矩时的破坏机理。余洪浩^[11]针对方形发射箱设计出方形多瓣盖体结构,有效地减少了抛出盖体携带的能量,防止开盖过程中造成不必要的损伤。李文龙^[12]对多瓣冲破式复合材料易碎盖采取方案进行了进一步的优化设计,并对所设计盖体进行正向和反向承压实验,验证其方案的可行性。徐文彬^[13]采用可失效的弹塑性本构分析裂纹附近材料的强度与最大撞击力之间的关系。近年来,Zhou和Cai等^[14-15]设计出可以定向分离离子盖的新型易碎盖,提出了基于黎曼算法的瞬态动力学破坏模型。

为了满足导弹箱盖轻质、结构紧凑等新的要求,针对导弹在存储、运输过程以及发射中不同受力情况,本文设计了具有新型薄弱区结构的非穿透间隔割缝易碎盖;从设计、选材、制备方法等不同方面进行阐述,并对其进行了承压工况试验和冲破工况实验;针对两种不同工况,分别使用ABAQUS有限元分析软件建立了承压工况模型和冲破工况模型,其中承压工况模型为静态模型,冲破工况模型为渐进损伤模型。

1 易碎盖结构和材料

导弹存储过程中,易碎盖受到贮存压力作用;导弹发射时,易碎盖内外气压差迅速变化,达到一定压力时需要顺利冲破。设计和制作的易碎盖,需要同时满足这两种载荷要求。本文设计了一种冲破式开盖的复合材料易碎盖,提出了非穿透间隔割缝新薄弱区结构,如图1所示。盖体主体为平面整体结构,整体分为薄弱区、抛出体和法兰3部分。薄弱区隔缝有全切割层隔缝和间隔切割层隔缝两种结构形式,即薄弱区中既有层合板部分又有填充树脂部分。相较Kam和Wu等^[5-6]提出的盖体结构而言,在保证薄弱区强度的同时,有效地减少了易碎盖结构厚度,可以明显减轻盖体重量。

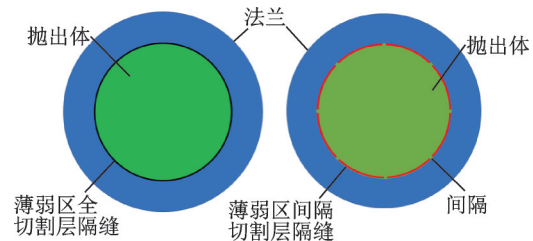


图1 易碎盖整体结构及薄弱区切割形式

Fig.1 Frangible cover overall structure and weak area cutting forms

导弹在存储时和运输过程中,易碎盖法兰固定在发射箱上;导弹发射过程中,导弹引擎产生气流使箱内气压迅速升高,使薄弱区迅速损坏,抛出体

与法兰分离并被气流冲出,保证导弹顺利出筒。

易碎盖整体由层合复合材料构成,其中增强体为 $0^\circ/90^\circ$ 双向高强玻璃纤维布,基体为环氧树脂,铺层顺序为 $[(0^\circ, 90^\circ)/(\pm 45^\circ)]_{ns}$,即准各向同性铺层,单层厚度约为0.40 mm。本文所设计的易碎盖薄弱区结构方案由两种具体形式构成:全切割和间隔切割。其中,全切割即在薄弱区对应位置对铺层布按圆形轨迹完全割断,如图1(a)所示;而间隔切割是对薄弱区位置的铺层布按圆形轨迹进行间隔割断,如图1(b)所示。在制作易碎盖薄弱区过程中,对其中一部分铺层进行全切割,对另一部分铺层进行间隔切割。两种切割形式综合运用,既可以保证盖体能在一定的压力下具有良好的气密性能,又能使抛出体在特定压力下按预设轨迹破坏,且断口规则整齐。通过调整易碎盖的厚度(铺层数)、全切割和间隔切割的层数、缝隙间隔的个数和距离等设计参数,使其达到预期的性能指标。

本文中非穿透间隔割缝易碎盖具有间隔切割形式的面定义为盖体正面,将具有全切割形式的面定义为盖体反面,在安装时,盖体反面朝桶内,其相关尺寸如图2所示。

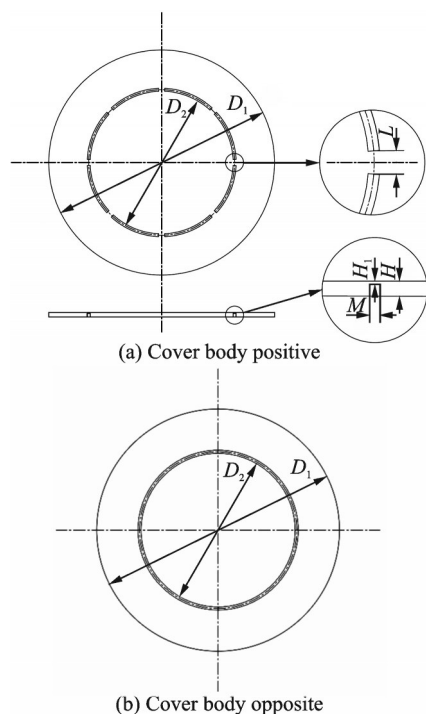


图2 易碎盖尺寸示意图

Fig.2 Dimensions of frangible cover

图2中: D_1 为法兰外径; D_2 为抛出体的直径; M 为薄弱区的宽度; L 为缝隙间隔的距离; H 为易碎盖厚度, H_1 为间隔切割铺层厚度,全切割铺层的厚度为 $H_2=H-H_1$ 。表1为易碎盖尺寸数据,后续参数影响讨论部分将在表1基础上变化。

表1 易碎盖尺寸

Table 1 Dimensions of frangible cover mm			
D_1	D_2	M	L
300.00	194.00	0.20	2.00

2 试验

2.1 试验原理与试验过程

综合考虑复合材料各项性能,确定采用环氧树脂为基体、双向玻璃纤维布为增强体材料制作易碎盖主体部分。易碎盖主体部分为准各向同性。易碎盖法兰部分通过法兰框与螺栓固支在模拟发射箱上。由于易碎盖整体为准各向同性,结构对称,受均布气压影响,易碎盖中心变形量最大,记为最大变形。用压力表读取发射箱内与环境的气压差。

为了验证易碎盖满足承压和冲破要求,本文设计了一套承压和冲破试验系统。试验在模拟发射筒型工装上进行,发射筒型工装示意图如图3所示。

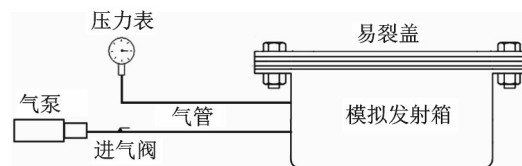


图3 模拟发射筒工装示意图

Fig.3 Schematic diagram of simulation launcher assembly

将易碎盖固定在模拟发射箱上,通过通气管与气泵和压力表相连,使用密封圈等做好密封,在易碎盖中心位置连接位移计,采集易碎盖最大变形。打开进气阀,使压力表时数达到0.03 MPa,关掉进气阀,如果压力表示数保持不变,则气密承压良好。满足气密承压要求后,打开出气阀,使发射箱内与环境气压差为零,关闭出气阀。承压实验照片如图4所示。

气密承压性能满足要求后,进行冲破实验。移除位移计,打开进气阀,使压力表示数缓慢增加,直至抛出体顺利冲破,记录冲破时压力表示数。

2.2 成型制作

以铺层数6、全切割层数5、间隔切割层数1、表1所示尺寸的易碎盖为例,对其成型制作进行阐述,具体制作过程如下:(1)裁剪出6块玻璃纤维布,尺寸为 $330\text{ mm} \times 330\text{ mm}$;(2)清理模具2套(模具A和模具B),准备环氧树脂胶液;(3)在模具A上将纤维布按 $(0^\circ, 90^\circ)/(\pm 45^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(\pm 45^\circ)$ 的铺层顺序铺层上胶,在模具B上铺1层布,并上好胶;(4)分别在上述两份铺层上用圆规画出直径194 mm的圆形切割轨迹,并标记



图4 承压试验

Fig.4 Pressure experiment

好各自的圆心;(5)在模具B铺层上的圆形轨迹上均匀标记8处不切割的间隔,每段间隔为2 mm长;(6)将模具A上的浸胶纤维布沿画出的圆形轨迹完全割断,将模具B上的浸胶纤维布沿画好的轨迹间隔切断;(7)将模具B上的浸胶纤维布取出,将其圆心与模具A上的圆心对准后盖在模具A的浸胶纤维布上,铺层角度保持为 $(0^\circ, 90^\circ)$,则总共6层布的铺层顺序为 $[(0^\circ, 90^\circ)/(\pm 45^\circ)]_{3s}$;(8)盖上模具A的上模,并压上重物;(9)固化24 h;(10)于烘箱中在 50°C 下二次固化3 h;(11)切割、打磨,在法兰边打好螺栓孔,制作完成。非穿透间隔割缝实际图如图5所示。

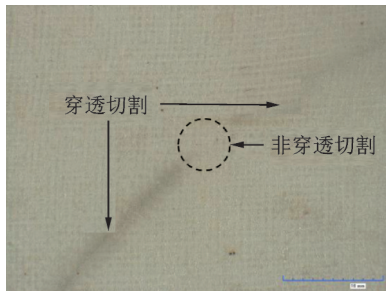
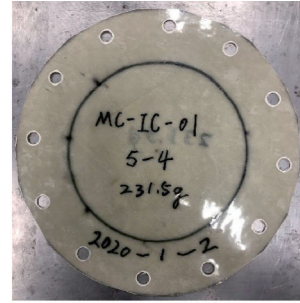


图5 非穿透间隔割缝

Fig.5 Non-penetrating interval slotting

2.3 承压和冲破试验

基于表1所示的尺寸,制作了铺层数为5和6的易碎盖,其间隔切割层数均为1,即全切割层数分别为4和5。利用图4所示的模拟发射筒型工装,对铺层数为6的易碎盖进行了 0.03 MPa 压力下的承压试验,结果表明其具有良好的气密性能,且其最大变形为 1.52 mm ;对铺层数为5的易碎盖进行了冲破试验,获得的冲破压力为 0.29 MPa ,冲破形貌见图6,抛出体顺利按预定分离轨迹冲破,



(a) Frangible cover appearance before breaking



(b) Appearance of frangible cover after breaking

图6 易碎盖冲破效果

Fig.6 Bursting results of the frangible cover

圆形断口规则整体,无不规则毛刺,满足导弹出筒的要求。

3 承压性能有限元分析

3.1 应力分布和变形情况

为研究非穿透间隔割缝易碎盖的承压性能,基于ABAQUS软件,建立静态承压有限元分析模型(图7);盖体铺层赋予双向高强玻璃纤维单层板性能参数(见表2),薄弱区的割缝赋予环氧树脂性能参数(见表3),抛出体和薄弱区的加载情况均为均布载荷,法兰的边界条件为固支。

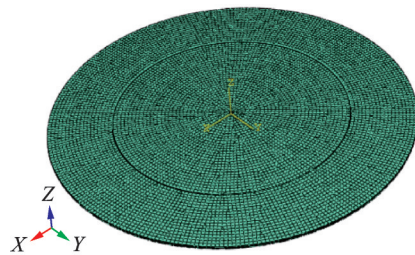


图7 易碎盖有限元模型

Fig.7 Finite element model of frangible cover

表2 单层板性能参数

Table 2 Properties of composite laminate

刚度参数	数值	强度参数	数值
E_1, E_2 /GPa	21.50	X_t, Y_t /MPa	385.42
E_3 /GPa	5.68	Z_t /MPa	62.35
G_{12} /GPa	3.42	X_c, Y_c /MPa	279.36
G_{23}, G_{13} /GPa	2.13	Z_c /MPa	234.26
μ_{12}	0.11	S_{12} /MPa	68.50
μ_{23}, μ_{13}	0.29	S_{23}, S_{13} /MPa	44.31

表 3 环氧树脂性能参数

Table 3 Properties of epoxy resin

弹性模量/MPa	泊松比	拉伸强度/MPa
3 500	0.35	60.00

刚度参数表中 E_1 、 E_2 、 E_3 为单层板的拉伸模量, G_{12} 、 G_{23} 、 G_{13} 为其剪切模量, μ_{12} 、 μ_{23} 、 μ_{13} 为其泊松比, S_{12} 、 S_{23} 、 S_{13} 为其剪切强度, 其中 1、2 方向为层合板面内方向, 3 方向为面法线方向。强度参数表中下标 t 为拉伸强度, 下标 c 为压缩强度。

2.2 节试验部分制作的铺层数为 6 的易碎盖, 对有限元模型抛出体和薄弱区部分施加 0.03 MPa 均布载荷, 得到应力分布 (图 8(a~c)) 和变形情况 (图 8(d))。其中图 8(a) 为盖体薄弱区缝隙中填充树脂部分的 Mises 应力分布云图; 图 8(b) 和图 8(c) 为易碎盖非填充树脂区域, 即盖体中心、法兰和连接部分的 Mises 应力分布云图; 图 8(d) 为易碎盖整

体变形情况。

根据图 8(a), 在切割缝隙中纯树脂的厚度方向上, 应力从中间区域到顶部逐渐增大, 最大应力为 27.09 MPa。根据图 8(b) 和图 8(c), 易碎盖非填充树脂区域的最大应力存在于间隔割缝层的间隔上, 值为 40.46 MPa, 相比树脂部分的最大应力值超过 49.35%。根据图 8(d), 易碎盖的变形从法兰到中心呈增加趋势, 最大位移为 1.66 mm, 与试验测量得到其最大变形 1.52 mm 相比, 误差为 9.21%。综上可知, 本文建立的静态承压有限元分析模型合理有效。

3.2 结构参数对变形的影响

基于上述静态承压有限元分析模型, 对易碎盖结构参数对其最大变形的影响进行了分析。本文中针对承压工况分析的结构参数为盖体厚度、割缝宽度和缝隙间隔距离。

在分析盖体厚度的影响时, 缝隙间隔距离 2 mm 和割缝宽度 0.2 mm 保持不变, 分别对铺层数 5~12 (厚度为 2~4.8 mm) 的有限元模型进行了仿真分析; 在分析割缝宽度的影响时, 保持铺层数为 6 和缝隙间隔距离为 2 mm 不变, 分别对割缝宽度 0.2~1 mm 中选取 9 种情况进行有限元分析; 在分析缝隙间隔距离的影响时, 保持铺层数为 6 和割缝宽度 0.2 mm 不变, 分别对缝隙间隔距离 2~20 mm 中的 10 种情况进行有限元分析。结构参数如表 4 所示。在所有讨论中, 均对薄弱区和抛出体施加 0.03 MPa 均布压力。

表 4 结构参数讨论

Table 4 Structural parameter discussion

参数讨论	不变量
铺层数: 5、6、7、8、9、10、11、12	缝隙间隔距离 2 mm, 割缝宽度 0.2 mm
割缝宽度: 0.2、0.3、0.4、0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 和 1 mm	铺层数为 6, 缝隙间隔距离 2 mm
缝隙间隔距离: 2、4、6、8、10、12、14、16、18 和 20 mm	铺层数为 6, 割缝宽度 0.2 mm

盖体呈对称结构, 因此最大变形量出现在盖体中心位置。图 9~11 分别为易碎盖最大变形随铺层数、割缝宽度、缝隙间隔距离变化的趋势。

由图 9 可知, 随着盖体厚度增加, 盖体最大变形逐渐下降, 且曲线切线的斜率逐渐减小, 呈现非线性趋势, 表明: 随着盖体的厚度增加, 其减小速率变小。当盖体厚度较小 (小于 3.6 mm) 时, 厚度的变化对最大变形量影响较大, 厚度从 2 mm 增至 3.6 mm, 最大变形减小了 1.54 mm。随着厚度的增加 (大于 3.6 mm), 其对最大变形的影响明显减弱, 厚度从 3.6 mm 增至 4.8 mm, 最大变形仅减小

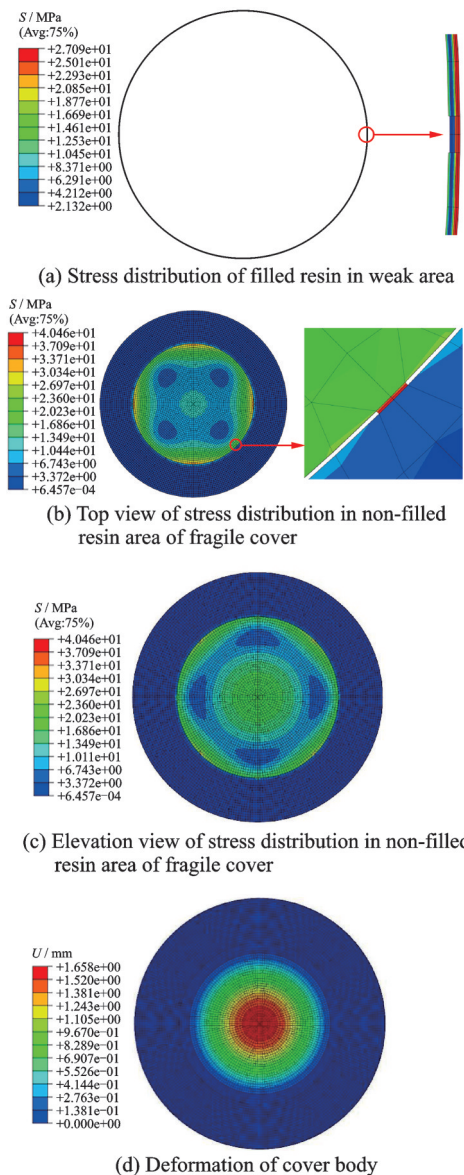


图 8 易碎盖应力分布和变形情况

Fig.8 Stress distribution and deformation of frangible cover

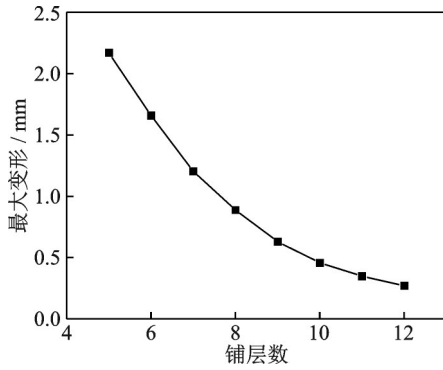


图9 最大变形随铺层数变化曲线

Fig.9 Curve of maximum deformation with the number of layers

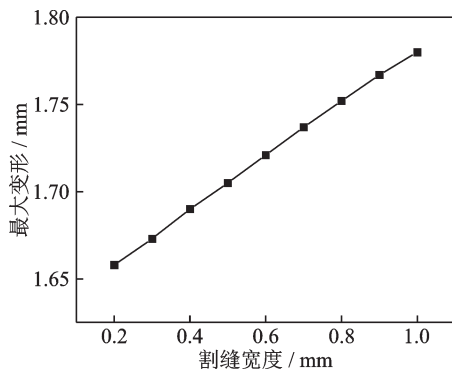


图10 最大变形随割缝宽度变化曲线

Fig.10 Curve of maximum deformation with the slit width change

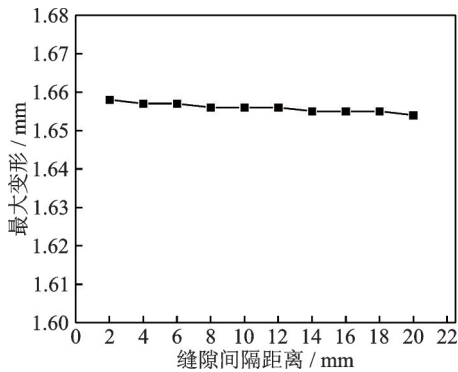


图11 最大变形随缝隙间隔距离变化曲线

Fig.11 Curve of maximum deformation with gap distance change

了0.36 mm。由图10可知,割缝宽度对最大变形的影响近似线性,但影响极小,割缝宽度从

$$\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_x - \sigma_z)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2)]} = X_{mi} \quad (5)$$

式中 σ_x 、 σ_y 、 σ_z 、 τ_{xy} 、 τ_{xz} 、 τ_{yz} 为基体在任意坐标系下的应力分量。

基于Camanho等^[17]提出的刚度折减方案,本文中刚度折减系数如表5所示,表中等号左边为性能折减后的状态。

0.2 mm增至1 mm,最大变形仅增加了0.11 mm。由图11可知,易碎盖最大变形随缝隙间隔距离增大几乎保持不变,仅有非常微小的减小趋势,缝隙间隔距离从2 mm增加到20 mm,最大变形仅减小0.004 mm。

综合可知,对于间隔割缝易碎盖,最大变形对厚度变化最为敏感,且随着厚度增加,敏感程度逐渐减小,对割缝宽度变化的敏感程度极小,对缝隙间隔距离几乎不敏感。

4 冲破性能有限元分析

本节建立了渐进损伤静态模型,对结构损伤失效机理展开研究。

4.1 失效准则

根据三维Hashin失效准则^[16],复合材料层合板存在4种失效形式,不同失效形式判定方程如下:

纤维拉伸失效($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

纤维压缩失效($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

基体拉伸失效($\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{1}{S_{23}}\right)^2 (\tau_{13}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

基体压缩失效($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t}\right) \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{1}{S_{23}}\right)^2 (\tau_{13}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

式中: σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{33} 、 τ_{12} 、 τ_{13} 、 τ_{23} 为应力在局部正交坐标系下的分量,其中1方向表示纤维轴向,2和3方向表示纤维横向。

环氧树脂失效应用Von-Mises失效准则,其形式如下

$$\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_x - \sigma_z)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2)]} = X_{mi} \quad (5)$$

树脂的退化准则为

$$C = \lambda C^0 \quad (6)$$

式中: C 为树脂的刚度矩阵; λ 为刚度折减系数,本文 λ 取0.2。式(6)中等号左边为性能折减后的状态。

表 5 刚度退化模型

Table 5 Stiffness degradation model

失效模式	材料刚度退化模式
纤维压缩失效	$E_1 = 0.17E_1^0$
纤维拉伸失效	$E_1 = 0.08E_1^0$
基体压缩失效	$E_2 = 0.24E_2^0$
	$E_3 = 0.24E_3^0$
	$G_{12} = 0.24G_{12}^0$
	$G_{13} = 0.24G_{13}^0$
基体拉伸失效	$E_2 = 0.24E_2^0$
	$E_3 = 0.24E_3^0$
	$G_{12} = 0.24G_{12}^0$
	$G_{13} = 0.24G_{13}^0$
	$G_{23} = 0.24G_{23}^0$

4.2 易碎盖损伤失效分析

对试验部分制作的铺层数为 5 的易碎盖,针对冲破工况进行渐进损伤分析。图 12 为易碎盖从加载过程中盖体中心变形即最大位移的变化。

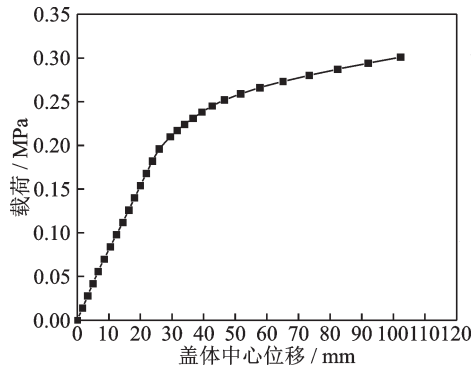


图 12 易碎盖中心载荷-位移曲线

Fig.12 Load-displacement curve of the center of frangible cover

由图 12 可知,载荷-位移曲线在载荷小于 0.2 MPa 时,基本是线性的,而在载荷大于 0.2 MPa 后,载荷-位移曲线进入非线性状态,说明易碎盖中较多单元的刚度出现折减现象,易碎盖进入了损伤扩展阶段。随着载荷的继续增大,曲线切线的斜率减小,在载荷大于 0.25 MPa 后最终趋于平缓,表明易碎盖基本失去了承载能力。

易碎盖的损伤过程如图 13~17 所示,图中红色的单元表示损伤失效单元。当载荷达到 0.056 MPa 时,易碎盖薄弱区割缝中的填充树脂开始发生损坏(图 13);当载荷达到 0.084 MPa 时,易碎盖割缝间隔的单层玻璃纤维板开始发生纤维压缩失效(图 14),且在载荷达到 0.119 MPa 时,8 个割缝间隔中,已经有 6 个间隔失效;当载荷达到 0.196 MPa 时,易碎盖薄弱区附近区域的纤维拉伸失效(图 15),纤维束基体拉伸失效(图 16),失效后

盖体中心位移开始减小。

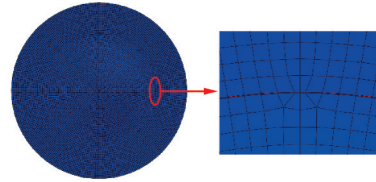


图 13 载荷 0.056 MPa 时易碎盖割缝内树脂失效

Fig.13 Resin failure in the slit of fragile cover at the pressure of 0.056 MPa

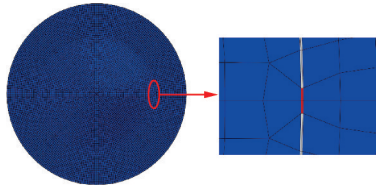


图 14 载荷 0.084 MPa 时薄弱区纤维压缩失效

Fig.14 Fiber compression failure of weakness zone at the pressure of 0.084 MPa

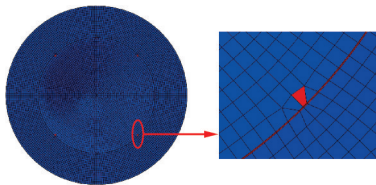


图 15 载荷 0.196 MPa 时薄弱区附近区域纤维拉伸失效

Fig.15 Fiber tensile failure near the weak zone at the pressure of 0.196 MPa

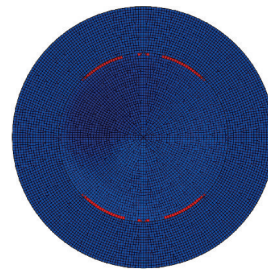


图 16 载荷 0.196 MPa 时薄弱区附近区域纤维束基体拉伸失效

Fig.16 Yarn-matrix tensile failure near the weak zone at the pressure of 0.196 MPa

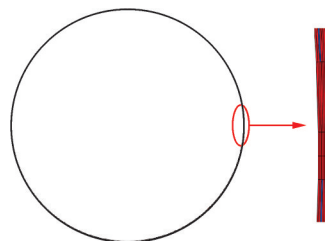


图 17 载荷 0.252 MPa 时易碎盖割缝内树脂失效

Fig.17 Resin failure in the slit of frangible cover at the pressure of 0.252 MPa

当载荷达到 0.252 MPa 时,图 12 中载荷-位移曲线进入平缓状态,易碎盖薄弱区树脂单元的失效比例达 85.45%(图 17),且薄弱区内的割缝间隔中单元的失效比例也达 75.00%,本文认为此时的载荷为其冲破压力,与实验冲破压力 0.29 MPa 相比,误差为 13.10%。因此,本文建立的静态损伤模型,对其冲破性能的分析预测是有效的。

4.3 铺层数和割缝宽度对强度的影响

以表 1 的尺寸数据为基础,对易碎盖铺层数和薄弱区割缝宽度的变化对其冲破性能的影响进行了分析。在保持割缝宽度 0.2 mm 和缝隙间隔距离 2 mm 不变的情况下,讨论了铺层数为 5、6、7、8 和 9 时盖体中心的载荷-位移关系;保持铺层数和缝隙间隔距离的值分别为 6 和 2 mm 不变,分别获取了缝隙间隔距离为 0.2、0.4、0.6、0.8 和 1 mm 时盖体中心的载荷-位移曲线。图 18 和 19 分别为不同厚度和不同薄弱区割缝宽度的易碎盖盖体中心载荷-位移曲线。

图 18 中显示了 5 种盖体厚度(2~3.6 mm)易碎盖中心的载荷-位移曲线。从图中可以看出,盖体厚度越厚,在相同载荷下盖体的最大变形越小,曲线进入平缓阶段对应的载荷也越大,对应的冲破压力越大。

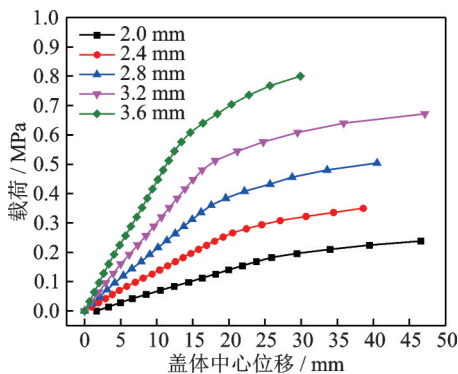


图 18 不同厚度易碎盖中心的载荷-位移曲线

Fig.18 Load-displacement curves of the center of frangible cover with different thicknesses

图 19 中显示了 5 种薄弱区割缝宽度(0.2~1 mm)的易碎盖中心的载荷-位移曲线。从图中可以看出,曲线存在一定的线性区域,随着薄弱区割缝宽度的增加,曲线斜率逐渐减小,但影响较小。这是因为割缝很窄,其宽度的小幅度变化对盖体整个的玻璃纤维体含量的影响很小,从而对其刚度的影响也很小。从图中还可以看到,割缝宽度的增加,使易碎盖载荷-位移曲线更早地进入了非线性阶段,说明易碎盖更易在较小压力下发生损伤。

综上所述,在针对具体的承压和冲破的技术指标调整易碎盖的结构参数时,适当增加铺层数可有

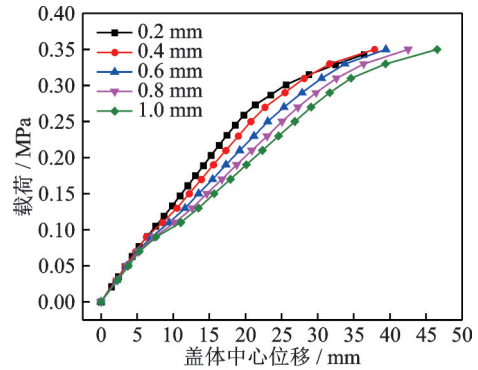


图 19 不同割缝宽度易碎盖中心的载荷-位移曲线

Fig.19 Load-displacement curves of the center of frangible cover with different widths of the slit

效减小盖体的变形和提高冲破压力;在对易碎盖薄弱区进行割缝时,应尽量使割缝宽度较窄,从而避免其在较小压力下就进入损伤阶段导致的冲破性能离散。

5 结 论

(1) 本文设计了一种新的易碎盖结构设计方案,即间隔割缝易碎盖结构。从设计、选材、制备方法等不同方面进行阐述,对其进行了承压工况试验和冲破工况实验,对应不同工况分别进行了有限元分析。结果表明,本文采用静态分析方法建立的承压有限元模型和冲破损伤有限元模型,与试验结果具有较好的吻合度。

(2) 在承压工况下,针对易碎盖的不同盖体厚度、割缝宽度和缝隙间隔距离对其最大变形的影响进行了分析。结果表明,承压工况时,最大变形对厚度变化最为敏感,且随着厚度增加,敏感程度逐渐减小,对割缝宽度变化的敏感程度极小,对缝隙间隔距离几乎不敏感。在冲破工况下,分析了易碎盖的失效形式,分析了盖体厚度、割缝宽度对易碎盖强度的影响。盖体厚度的增大会导致易碎盖承压工况下最大变形减小和冲破工况下冲破压力的增大;而割缝宽度的增大,对承压工况下盖体最大变形的影响较小,但在冲破工况下易碎盖薄弱区会更早进入损伤失效阶段。

(3) 本文讨论了盖体厚度、割缝宽度和割缝间隔距离对易碎盖性能的影响。由于篇幅所限,本文对间隔割缝的层数和间隔割缝的个数等结构参数并未进行讨论,以待后续研究。

参考文献:

- [1] 熊健,杜昀桐,杨雯,等. 轻质复合材料夹芯结构设计及力学性能最新进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 749-760.

- XIONG Jian, DU Yuntong, YANG Wen, et al. Research progress on design and mechanical properties of lightweight composite sandwich structures[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(6): 749-760.
- [2] 魏凤春, 张晓, 张秀丽, 等. 易碎复合材料结构研究进展[J]. *材料导报*, 2008, 22(S1): 397-399.
WEI Fengchun, ZHANG Xiao, ZHANG Xiuli, et al. Research progress of brittle composite structure[J]. *Materials Guide*, 2008, 22(S1): 397-399.
- [3] OMKAR S N, KHANDELWAL R, YATHINDRA S, et al. Artificial immune system for multi-objective design optimization of composite structures[J]. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2008, 21(8): 1416-1429.
- [4] DOANE W J. Frangible fly through diaphragm for missile launch canister: U. S. Patent 4498368[P]. 1985-02-12.
- [5] WU J H, WANG W T, KAM T Y. Failure analysis of a frangible laminated composite canister cover[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 1999, 213(3): 187-195.
- [6] KAM T Y, WU J H, WANG W T. External failure pressure of a frangible laminated composite canister cover[J]. *Composite Structures*, 1999, 47(1/2/3/4): 563-569.
- [7] 周光明, 袁卓伟. 新型穿透式复合材料薄膜盖的设计、制作与实验[J]. *宇航学报*, 2006, 27(2): 276-280, 316.
ZHOU Guangming, YUAN Zhuowei. Design, fabrication and experiment of a new penetrating composite film cover[J]. *Acta Astronautica*, 2006, 27(2): 276-280, 316.
- [8] 周光明, 袁卓伟, 王新峰. 整体冲破式复合材料薄膜盖的设计与试验研究[J]. *宇航学报*, 2007, 28(3): 707-712.
ZHOU Guangming, YUAN Zhuowei, WANG Xinfeng. Design and experimental study on integral burst composite membrane cover[J]. *Acta Astronautica*, 2007, 28(3): 707-712.
- [9] 孙志彬, 王新峰, 周光明. 圆形复合材料易碎盖定向分离[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(6): 803-808.
SUN Zhibin, WANG Xinfeng, ZHOU Guangming. Directional separation of circular composite fragile cover[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(6): 803-808.
- [10] 陈海立. 冲破式复合材料易碎盖破坏机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
CHEN Haili. Research on failure mechanism of breakable composite cover[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [11] 余洪浩. 冲破式方形多瓣易碎盖的结构设计与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
YU Honghao. Structural design and experimental study of a broken square multi flap fragile cover[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [12] 李文龙. 多瓣冲破式复合材料易碎盖的优化设计与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
LI Wenlong. Optimization design and experimental study of a multi flap breakable composite cover[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [13] 徐文彬. 冲破式易碎盖的结构设计及仿真分析[J]. *科学技术创新*, 2019(17): 88-89.
XU Wenbin. Structural design and simulation analysis of breakable cover[J]. *Science and Technology Innovation*, 2019(17): 88-89.
- [14] ZHOU G M, QIAN Y, DENG J, et al. A new frangible composite canister cover with the function of specified direction separation[J]. *Applied Composite Materials*, 2016, 23(4): 623-638.
- [15] CAI D A, ZHOU G M, QIAN Y, et al. Failure analysis of a frangible composite cover: A transient-dynamics study[J]. *Journal of Composite Materials*, 2017, 51(18): 2607-2617.
- [16] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2): 329-334.
- [17] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1999, 33(24): 2248-2280.

(编辑: 胥橙庭)