

圆形复合材料易碎盖定向分离

孙志彬¹ 王新峰² 周光明²

(1. 沈阳飞机研究设计所, 沈阳, 110035;

2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要:研究了复合材料易碎盖分离体定向抛出的策略。通过改变局部薄弱区搭接厚度和保持部分分离体与法兰边不刻断两种方式控制薄弱区强度,设计了4种不同薄弱区结构分布形式的复合材料易碎盖。对于薄弱区采用了可失效的弹塑性本构建立了不同薄弱区结构分布形式的复合材料易碎盖的有限元模型,并进行了冲破过程的数值仿真。根据数值仿真结果制作了其中两种结构形式的易碎盖并进行了模拟冲破试验。计算与试验结果表明了通过改变薄弱区的强度实现圆形复合材料易碎盖侧抛方案的可行性。

关键词:复合材料;易碎盖;定向分离;数值仿真

中图分类号: TB332

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2012)06-0803-06

Specified Direction Separation of Circle Composite Fragile Cover

Sun Zhibin¹, Wang Xinfeng², Zhou Guangming²

(1. Shenyang Aircraft Design Institute, Shenyang, 110035, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A strategy about specified direction separation of circle composite fragile cover is researched. Two methods are proposed to adjust the strength of weak structure. One is changing the thickness of the multiple layers and the other is remaining part area between the principle part and the framework uncarved. Four kinds of composite fragile covers with different weak structures are designed. The separation process of the covers is simulated with MSC. DYTRAN software. Two kinds of composite fragile cover specimens are manufactured and the burst tests are performed. The feasibility of the strategy for the control of the separation direction by changing the strength of weak structure is verified with the simulation data and test results.

Key words: composite; fragile cover; specified direction separate; numerical simulation

导弹发射箱盖是导弹贮存和发射系统中的重要组成部分,不仅需要具备一定的承压能力,阻止内部气体外泄,而且在发射时发射箱盖需要迅速打开,不能影响导弹的姿态。我国目前的导弹发射箱盖常采用机械打开盖或爆破盖等各种形式的金属盖^[1-4]。机械打开盖是利用液压系统或电动系统将盖打开,不仅质量较大,而且反应较慢,不利于提高导弹部队的战斗快速反应能力。爆破盖的开盖操作则十分迅速,但由于火工产品安装的复杂性以及高

成本使其在应用时有一定的局限性。

复合材料由于其轻质高强、可设计性强和高的抗腐蚀性等众多优点而在航空航天领域被广泛应用^[5-6],因而使用复合材料导弹发射箱盖已成为国内外导弹发射装置领域新的趋势。Doane^[7]应用玻璃纤维和环氧树脂设计了一种穿透式复合材料易碎盖,在与弹头接触区域预留薄弱区,具有结构简单、质量轻等优点。但这种穿透式复合材料易碎盖在发射时会对导弹端头产生损伤。文献[8~11]在

此基础上利用复合材料研制出另一种结构形式的易碎盖,利用发射前导弹引擎产生的气流冲击易碎盖,易碎盖以预定的四瓣形式飞掉,不会对导弹发射产生不利影响。在国内,周光明等人与航天三院8359所继续合作研制整体冲破式复合材料导弹发射箱盖^[12-13],在发射时受燃气流激波的冲击,盖子主体沿预制的薄弱区与安装法兰整体分离抛出。但该种复合材料易碎盖由于燃气流冲击能量较高,且分离出去的盖子主体质量也较大,其随机向四周抛射会对周边的设备造成潜在的威胁。

本文在现有整体冲破式复合材料易碎盖的基础上对其薄弱区结构形式进行了设计,研究了复合材料易碎盖分离体定向抛出的策略。

1 易碎盖结构形式

周光明等人^[13]根据圆形复合材料易碎盖所承受的外压要高于内压的受力特点,将易碎盖设计成圆帽形状,薄弱区位于易碎盖下端的垂直段,如图1所示。在薄弱区域先将易碎盖切割为主体与框架两部分,再通过加贴高强纤维布层将两部分相连接。冲破时加贴层与框架之间树脂层发生破坏,主体与加贴层能整体与框架分离,薄弱区的具体结构如图2所示。

在初始设计中加贴层的厚度相同,理论上沿易碎盖周向各处薄弱区的强度一致。但复合材料制品在制造中难免会存在微气泡等各种缺陷,薄弱区强度在某一确定值附近波动。当易碎盖受到燃气流冲击时,薄弱区沿周向的受力一致,会在某一强度较

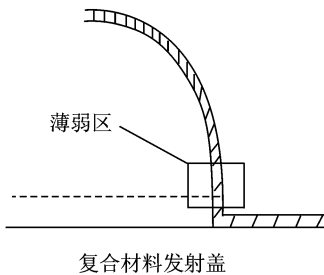


图1 易碎盖结构示意图

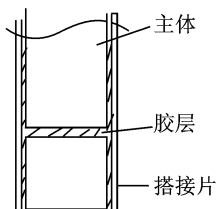


图2 薄弱区结构示意图

小的位置首先产生破坏。因此分离出去的盖子主体随机向四周抛射。

为满足侧抛要求,薄弱区的强度应有所变化,可通过调整薄弱区的搭接长度、搭接厚度或对局部区域的薄弱区不刻断来满足这一要求。而对该种结构形式的复合材料易碎盖由于受其整体高度的限制,搭接长度的调整范围很小,因此主要研究改变局部薄弱区搭接厚度和不刻断两种强度调整方式。

2 有限元建模

该种复合材料易碎盖主体是以高强玻璃纤维平纹机织布和环氧树脂作为增强材料和基体材料,因此在有限元分析中将分离体部分和法兰边部分等效为二维正交各向异性壳单元。对于薄弱区单元采用DYTRAN中的DMATEP材料,是一种考虑失效的弹塑性材料。DMATEP卡片的应力-应变曲线如图3所示。当该材料不调用失效模型时,其材料本构为弹塑性本构,而在调用FAILMPS卡片后即为最大塑性应变失效模型。在加载过程中当单元的应力达到 σ_0 时,材料进入塑性阶段,而当单元应变 δ 达到FAILMPS卡片中所设定的临界值 δ_0 时发生失效,直接删除该单元。由于该复合材料及其薄弱区典型结构形式试件在拉伸试验中均表现为脆性断裂,没有塑性应变出现,因此选取其试验得到的断裂应变为失效临界应变 δ_0 。

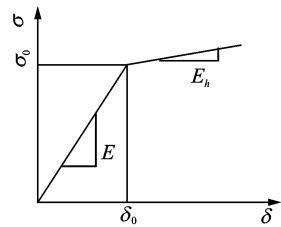


图3 DMATEP卡片应力-应变曲线

由于结构具有对称性,为提高计算效率只采用整个模型的一半来进行有限元的分析。在分析中不考虑主体与法兰边的破坏,着重研究它们之间的分离情况,因此在薄弱区附近对网格进行了细化,严格控制该部分的单元质量。整个模型共有12 990个单元,12 763个结点,如图4所示。

在圆形复合材料易碎盖实际安装时,通过圆环形金属压环将整个法兰翻边固定在发射筒上。所以在有限元分析中也对模型中法兰的翻边上全部节点施加了固支约束条件。而对于截取的对称面,采用对称边界条件。

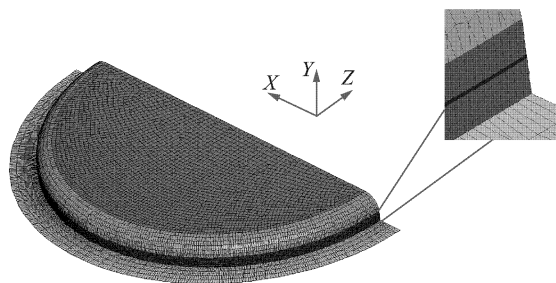


图4 圆形复合材料易碎盖有限元模型

在实际情况下,易碎盖被冲破时受到的是导弹发射时尾流通过同心筒传递过来的激波压力。在有限元计算中将其等效为施加在易碎盖顶部的一个随时间变化的均布压力。该均布压力随时间表现为后峰锯齿波,峰值载荷为 0.8 MPa,作用时间为 0.02 ms。在分析中总计算时间为 $4.0 \text{ E}-5 \text{ s}$ 。

主体和法兰材料的力学性能参数列于表 1 中,由相应实验测得。对于薄弱区单元的材料属性取 $E=16.48 \text{ GPa}$, $\mu=0.3$,而薄弱区的强度参数根据各部分的搭接参数具体设定。

表1 主体与法兰材料性能参数表

刚度	E_1/GPa	E_2/GPa	G_{12}/GPa	μ_{12}	
数值	16.48	16.18	8.73	0.3	
强度	X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S/MPa
数值	350	342	350	342	60

3 薄弱区结构设计方案

为实现圆形复合材料易碎盖主体按预定方向分离,需对薄弱区的强度分布进行设计。使其在强度较低的一侧首先出现破坏,并逐渐向高强度区域扩展,最后在强度最大的区域与法兰边完全分离。

由于该易碎盖的薄弱区结构形式为复合材料双面搭接结构,其强度主要由搭接长度和搭接厚度两个参数决定。但该种结构形式的复合材料易碎盖由于受到法兰边垂直部分高度的限制,调整搭接长度的幅度很小。因此主要通过调整搭接厚度来实现薄弱区强度的变化。余小青^[14]的研究表明,复合材料双面搭接结构的强度随补片厚度的提高并不是呈线性增加,而是补片达到一定厚度后其粘结强度趋于一定值。表 2 给出了该种易碎盖确定搭接长度下薄弱区的强度与搭接厚度的关系。由表中可见,当搭接厚度达到 1.0 mm 后随着补片厚度的继续增加,薄弱区强度提高的幅度有限。

表2 搭接厚度与粘结强度关系表

搭接厚度/mm	0.5	1.0	1.5	2.0
粘结强度/MPa	43.4	46.2	46.5	46.7

鉴于改变补片厚度对薄弱区强度的调整范围有限,因此对薄弱区强度控制采用调整补片厚度或保留局部主体与法兰之间不刻断的方式来实现。沿周向将薄弱区分为 3 部分:(1)薄弱区搭接厚度为 0.5 mm,强度为 43.4 MPa;(2)薄弱区搭接厚度为 1.0 mm,强度为 46.2 MPa;(3)主体与法兰间不刻断,强度为 342 MPa。图 5 为薄弱区强度分布示意图,其 α 、 β 分别表示为第二种薄弱区结构和第三种薄弱区结构在整个薄弱区所在区域所占的角度。

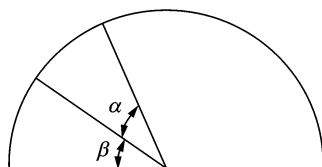


图5 薄弱区强度区域分布示意图

本文分析了以下 4 种工况的薄弱区结构形式:

(1)工况 1 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$,整个易碎盖中薄弱区搭接厚度均为 0.5 mm;

(2)工况 2 $\alpha=15^\circ, \beta=0^\circ$,易碎盖中搭接厚度为 1.0 mm 的薄弱区占了 1/12,其余部分搭接厚度为 0.5 mm;

(3)工况 3 $\alpha=30^\circ, \beta=0^\circ$,易碎盖中搭接厚度为 1.0 mm 的薄弱区占了 1/6,其余部分搭接厚度为 0.5 mm;

(4)工况 4 $\alpha=15^\circ, \beta=5^\circ$,易碎盖中搭接厚度为 1.0 mm 的薄弱区占了 1/12,未刻断的薄弱区占整个薄弱区的 1/36,其余部分搭接厚度为 0.5 mm;

不同薄弱区结构形式的厚度变化由壳单元的厚度来定义,薄弱环节处不同厚度壳单元之间采用共节点的方式进行连接。

4 数值结果与讨论

由总计算时间选取的较短,当薄弱区单元完全破坏后,其相邻节点的相对位移较易碎盖主体的变形小很多,使得在位移云图上无法看出其侧抛的趋势。所以选取模型两端的节点,根据节点的位移来判断模型的侧抛。将左端薄弱区上部第 555247 号节点定义为节点 L1,下部第 552060 号节点定义为节点 L2。右端薄弱区上部第 555256 号节点定义为节点 R1,下部第 552591 号节点定义为节点 R2,如

图6所示。由于下端面固支,所以可以把节点 $L2$, $R2$ 作为基准节点来判断参考节点 $L1$, $R1$ 与其他的相对位移,确定其分离后运动趋势。

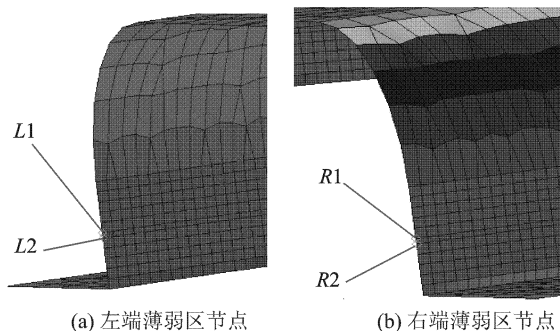


图6 薄弱区节点示意图

对于薄弱区工况1结构形式的易碎盖,在加载至 0.0155 ms 时薄弱区全部产生破坏,如图7所示。此时作用在主体上的均布压力为 0.6 MPa ,而在静强度校核时该易碎盖的承载设计承载能力为 0.7 MPa 。表明在同等压力水平下,受到冲击载荷时易碎盖的应力响应要比受到准静态作用时高。

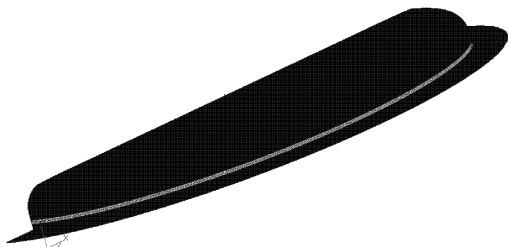
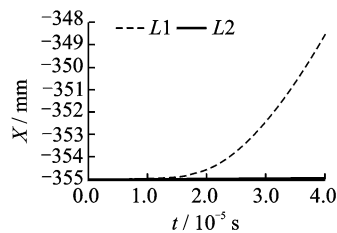


图7 工况1薄弱区破坏形式图(白色为破坏单元)

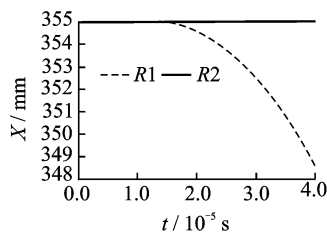
图8(a~d)分别给出了节点 $L1$ 和 $R1$ 相对于其基准节点 $L2$ 和 $R2$ 沿 X 轴和 Y 轴的相对位移变化曲线,横轴为加载时刻,纵轴为节点坐标。由图8(a,b)可以看出由于基准节点定义在受约束的法兰边上,因此基本不随载荷的增加而产生显著变化。而 $L1$ 和 $R1$ 节点由于其 X 轴坐标与基准节点相同,因此在破坏发生前其曲线基本与 $L2$ 和 $R2$ 的曲线重合,而薄弱区产生破坏后曲线表现出明显的变化。 $L1$ 节点迅速向 X 轴正向移动, $R1$ 节点则迅速向 X 轴负向移动,主体分离边界呈现向内收缩的趋势。

而由图8(c,d)可以看出 $L1$ 和 $R1$ 节点在破坏发生前其曲线也基本呈水平延伸状态,而薄弱区产生破坏后迅速向 Y 轴正向移动,且运动轨迹完全一致。并且薄弱区强度一致时,易碎盖沿周向具有旋转对称性,当薄弱区发生破坏时主体分离边界上任意一点处向上的运动速度均相同,易碎盖主体沿垂直方向飞出。

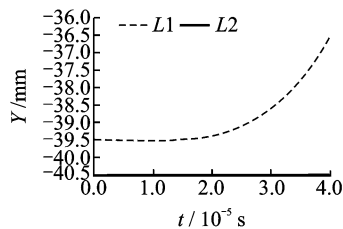
图9给出了易碎盖薄弱区为工况2结构形式时



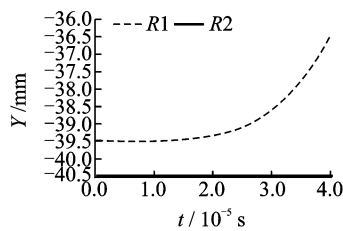
(a) $L1$ 相对 $L2$ 的 X 轴位移变化



(b) $R1$ 相对 $R2$ 的 X 轴位移变化



(c) $L1$ 相对 $L2$ 的 Y 轴位移变化



(d) $R1$ 相对 $R2$ 的 Y 轴位移变化

图8 工况1基准节点与参考节点位移变化曲线图

的破坏过程。由图中可见,在 $1.53\text{ E}-5\text{ s}$ 时刻易碎盖薄弱区在 $R1$ 节点开始出现破坏,并沿周向逐渐扩展。当加载到 $1.67\text{ E}-5\text{ s}$ 时,搭接厚度为 0.5 mm 的薄弱区全部产生破坏。随着载荷的进一步增加,损伤逐渐扩展至搭接厚度为 1.0 mm 的薄弱区,而当加载到 $1.92\text{ E}-5\text{ s}$ 时刻,所有薄弱区全部产生破坏,主体与法兰边分离飞出,当前时刻作用在易碎盖上的均布压力幅值为 0.768 MPa 。

在工况2情况下,易碎盖薄弱区左右两端参考节点与基准节点时间-位移曲线变化趋势与工况1基本相同,但 $L1$ 节点和 $R1$ 节点沿 Y 轴的运动速度不再一致。图10给出了 $L1$ 节点和 $R1$ 节点的 Y 轴节点坐标随时间的变化曲线。由图中可以看出对于节点 $R1$ 位移曲线要高于 $L1$ 节点,表面易碎盖分离体出现了向左侧翻转的运动趋势。

由于盖子主体与框架分离后各点的运动速度不尽相同,为研究分离体的整体运动趋势,取其中

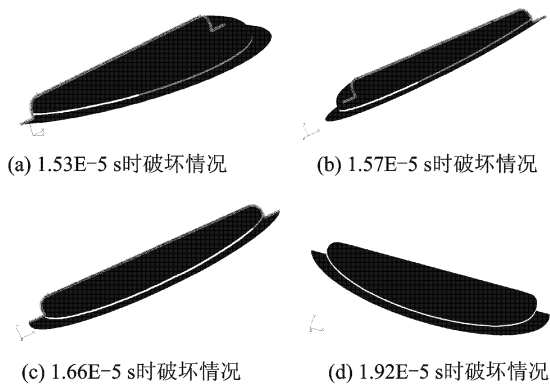


图9 工况2 薄弱区破坏形式(白色为破坏单元)

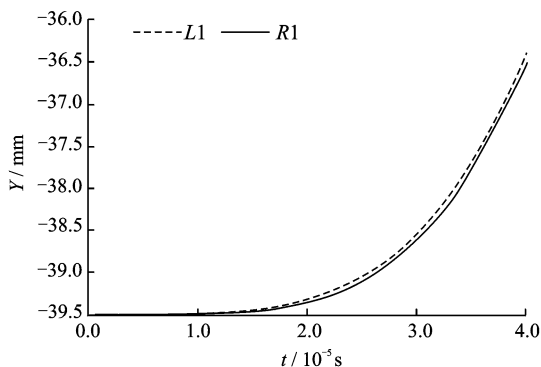


图10 节点L1与节点R1的Y轴位移对比曲线

心点为代表点,通过该点的速度大小及方向判定盖子分离体的抛离情况。因此,易碎盖薄弱区为工况2 结构形式在0.04 ms 计算结束时中心点的沿X 轴的运动速度为 -0.632 m/s 。

易碎盖薄弱区采用工况3 和工况4 结构形式的计算结果与工况2 较为相似,均在R1 节点附近区域首先出现破坏,并随着载荷的增加逐渐向L1 节点扩展,并且参考节点L1 和R1 相对其基础节点L2 和R2 关于X 轴和Y 轴的坐标-时间历程曲线也表现相同的规律。工况3 在0.019 5 ms 时完全破坏,此时均布压力幅值为0.78 MPa。工况4 在0.022 ms 时完全破坏,虽然此时冲击载荷已经作用结束,但在易碎盖主体惯性力的作用下仍可实现其与法兰边的完全分离。

表3 给出了易碎盖薄弱区采用4 种结构形式在0.04 ms 计算结束时分离体中心点的沿Y 轴和X 轴的运动速度。

表3 4种工况分离速度表

	m/s			
工况	工况1	工况2	工况3	工况4
Y 向速度	26.71	30.95	32.11	11.55
X 向速度	0	-0.632	-1.340	-4.017

由表中可见,随着局部区域薄弱区强度的提高,易碎盖分离体的侧向速度随之增加,表现出明显的侧抛趋势。但在工况4 中,由于局部薄弱区强度过高,使得部分冲击能量消耗在结构的破坏中,易碎盖分离体的分离速度有所降低。因此需合理控制薄弱区强度以避免出现不能冲破的情况。

5 试验

采用自制冲破装置进行了工况2 和工况4 两种结构形式复合材料易碎盖的模拟冲破试验,每组6 个试验件。安装时将强度较高部分薄弱区中心点安装在进气口相对的位置。由于受试验条件限制,在模拟试验中采用气泵加载的方式,压力值由气压表测得,并对试验的全过程进行了摄像。

在对采用工况2 中薄弱区设计方案而制作成型的易碎盖的试验中,由于薄弱区的搭接强度不一样,从影像资料中可以看出易碎盖基本从薄弱区强度最低区域开始发生破坏分离,直至主体与框架结构完全分离。有4 个试验件的落地点在与预计抛射方向两侧各约 60° 的夹角范围内,另两件则基本背离了预计方向。分析其原因主要是两部分薄弱区强度相差较小,而复合材料产品本身也具有一定的不稳定因素,导致薄弱区损伤起始点和扩展速度与理想状态有所差别。但总体上也呈现出侧向分离的趋势。

在对采用工况4 中薄弱区设计方案而制作成型的易碎盖的试验中,其中有5 个易碎盖的主体在分离后落地点在与预计抛射方向两侧各约 40° 的夹角范围内。但有一个试验件的主体未与法兰边完全分离,形成侧翻挂在发射筒外侧。主要是加载方式也与实际情况有较大差异,冲击能力较低所致。

根据试验结果,验证了通过改变薄弱区的强度来达到圆形复合材料易碎盖侧抛这种方案的可行性。通过提高不同区域薄弱区的搭接强度的差异对侧抛的影响更为显著,但也应合理选择薄弱区强度与其区域所占比例。这样既可有效控制分离方向,也可保证易碎盖主体与法兰之间完全分离。

6 结束语

本文提出了通过控制薄弱区强度来实现复合材料易碎盖分离体定向抛出的策略,并对4 种不同薄弱区结构形式的复合材料易碎盖的冲破过程进行了数值仿真。制作了其中两种结构形式的易碎盖并进行了模拟冲破试验。计算与试验结果表明了通过改变薄弱区的强度实现圆形复合材料易碎盖侧

抛方案的可行性,工况4方案可更加有效地控制分离方向。

参考文献:

- [1] Bell R E. Missile weapon system [P]. US Pat. 5239909, 1992.
- [2] 孙建中. 美国海军的新型舰载垂直发射装置[J]. 现代防御技术, 2001, 29(6): 34-37.
Sun Jianzhong. New shipboard vertical launcher of American Navy [J]. Modern Defence Technology, 2001, 29(6): 34-37.
- [3] 陈树伟,毕世华,陈阵,等. 某导弹发射箱箱盖开盖角度优化研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(4): 201-202.
Chen Shuwei, Bi Shihua, Chen Zhen, et al. Research on optimization of opening angle for lid of some missile launching container [J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2007, 27(4): 201-202.
- [4] 姚昌仁,张波. 火箭导弹发射装置设计[M]. 北京:北京理工大学出版社, 1998: 1-10.
- [5] 周光明,贾德财. 轻质穿透式薄膜盖的分析、设计与试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 693-696.
Zhou Guangming, Jia Decai, Wang Xinfeng. Design methodology and experiment for light frangible fly through diaphragm cover [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 693-696.
- [6] 张中利,于存贵,马大为,等. 冲击作用下易碎式密封盖数值仿真及试验分析[J]. 爆炸与冲击, 2008, 28(1): 62-66.
Zhang Zhongli, Yu Cungui, Ma Dawei, et al. Numerical simulation and experimental analysis of a crisp airproof lid under impact [J]. Explosion and Shock Waves, 2008, 28(1): 62-66.
- [7] Doane W J. Frangible fly through diaphragm for missile launch canister [P]. US Pat. 4498368, 1985.
- [8] 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: 187-195.
- [9] Kam T Y, Wu J H, Wang W T. External failure pressure of a frangible laminated composite canister cover [J]. Composite Structures. 1999, 47(1/4): 563-569.
- [10] Kam T Y, Lai F M. Experimental and theoretical predictions of first-ply failure strength of laminated composite plates [J]. Journal of Solids Structs, 1999, 36(16): 2379-2395.
- [11] Kam T Y, Lui Y W. First-ply failure strength of laminated composite pressure vessels [J]. Composite Structures, 1997, 38(1/4): 447-452.
- [12] 袁卓伟. 导弹发射箱薄膜盖设计、分析与试验[D]. 南京:南京航空航天大学, 2005.
- [13] 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. Study of design and experiment for integrated frangible composite diaphragm cover [J]. Journal of Astronautics, 2007. 28(3), 707-712.
- [14] 余小青. 复合材料双面搭接接头力学性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.