

doi: 10.11918/j.issn.0367-6234.2015.11.010

杆模型的平流层飞艇蒙皮撕裂扩展分析

曹 帅, 刘龙斌, 孟军辉, 吕明云

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 100191 北京)

摘要: 针对飞艇高强度纤维增强型蒙皮材料, 研究预制裂纹切口蒙皮的撕裂扩展行为, 以纱线单元为基础, 借助杆模型, 考虑纱线结点的粘合力、经纬向纱线脱胶滑移时的摩擦力, 从细观结构分析裂纹切口的扩展机理, 并建立裂纹切口扩展的力学模型. 结合拉伸撕裂试验, 采用不同长度、不同位置及不同角度的预制裂纹切口蒙皮试样进行试验, 以获得裂纹扩展撕裂值. 最后用 Matlab 对裂纹切口蒙皮试样撕裂进行仿真, 获得了所建模型的撕裂仿真值. 试验所得裂纹切口蒙皮的撕裂值与仿真值基本吻合, 验证了所建模型的适用性, 为平流层飞艇蒙皮材料的抗撕裂性能设计提供基础研究.

关键词: 平流层飞艇; 裂纹扩展; 杆模型; 细观结构; 撕裂值

中图分类号: V214.8

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2015)11-0058-05

Tearing propagation of stratospheric airship envelope based on the link model

CAO Shuai, LIU Longbin, MENG Junhui, LÜ Mingyun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, 100191 Beijing, China)

Abstract: For high strength fiber airship envelope, a mesostructure model based on link model was built to explore its tearing propagation behavior by considering the friction and adhesion between the warp and weft yarn bundles. Tests with different length, location and angle incision crack specimens were carried out to observe the tearing propagation behavior which resulted in the tear propagation data under tensile tearing instruments. Combined with the mesoscopic model and tests data, tearing propagation of the envelope material was simulated via Matlab to verify the model validity and obtain the max tearing values, which are in consistency with the tests, verifying the validity of the model and providing a new method to analyze the envelope tearing propagation behavior and predict the corresponding tearing values.

Keywords: stratospheric airship; tearing propagation; link model; mesoscopic; tearing strength

平流层飞艇具有驻空时间长、使用效费比高等特点, 其在预警探测、情报侦察、气候探测等领域有着广泛的应用前景^[1-2]. 飞艇蒙皮作为艇囊内外超压的主要承载部分, 其力学性能直接决定飞艇的使用寿命. 但是, 临近空间环境的复杂性使得多种耦合环境因素对蒙皮的作用机理难以进行量化. 通常, 随着工作时间的延长, 飞艇蒙皮出现老化, 出现一定量的损伤, 蒙皮上会出现微小的初始裂纹或缺陷. 初始裂纹或缺陷在超压载荷的作用下逐步扩展, 蒙皮承载能力下降, 直接影响飞艇气囊的超压承载性能. 因而, 研究平流层飞艇蒙皮的裂纹扩展及撕裂行为受

到重点关注^[3-4].

纤维增强型层压复合织物蒙皮材料为多层胶粘型薄膜层压材料, 内部由耐候层、阻氦层、承力层及各粘结界组成. 承力层为飞艇蒙皮主要承力部分, 相比而言, 其他功能层的承力作用可以忽略. 因此本文中只对蒙皮材料的承力层进行分析. 承力层由高强度聚芳 Vectran 纤维编织而成^[5]. 对于飞艇蒙皮撕裂预测可以参考普通平纹织物的研究方法. 首先对蒙皮的拉伸断裂行为进行分析, 然后结合裂纹的大小及方向分析其撕裂行为.

汪黎明等^[6]以 Pierce 的织物结构模型为基础, 分析了经纬纱交织点受力单元, 进而预测织物的弹性伸长. 曹旭等^[7]以纱线力学为基础, 结合编织物的正弦波模型, 从细观角度建立蒙皮织物的拉伸性能分析模型, 对平流层飞艇进行力学性能分析. 国外相关学者^[8-10]从细观的角度, 基于杆模型、弹性梁模型

收稿日期: 2014-09-01.

基金项目: 航空科学基金(2012ZA51009); 北航蓝天新秀基金(YMF-13-T-RSC-071).

作者简介: 曹 帅(1991—), 男, 硕士研究生;

吕明云(1969—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 吕明云, lv503@buaa.edu.cn.

对织物的拉伸性能进行预测分析.汪黎明等^[11]以纱线力学为基础,基于纱线的受力状态和物理特性,建立了撕裂的破坏的相关模型.刘龙斌等^[12]根据裂纹端口的应力三角区,建立了等差伸长变形模型,对撕裂强度进行预测.

然而,针对蒙皮的撕裂行为分析大多是基于实验的宏观方面的分析,而从细观力学方面分析撕裂行为的研究较少.结合蒙皮材料撕裂行为的数字散斑的相关实验^[13],可以在小范围内观察到裂纹端口处的经纬向纤维几乎不发生变形,非裂纹端口处的经纬线在拉伸载荷作用下发生变形,裂纹端口附近的经纬纤维处于变形与非变性的过渡区.由此可得出,撕裂行为的研究重点在于裂纹端口附近的过渡区.

本文从细观力学的角度,考虑纱线的粘合力、滑移时的摩擦力对裂纹切口进行分析.文中以纱线的单元为出发点,进而简化单边切口、中心切口模型的差异性.

1 裂纹切口蒙皮试样模型分析

根据飞艇蒙皮材料撕裂行为的数字散斑相关实验^[13],裂纹切口蒙皮拉伸过程存在裂纹尖端前部区域和裂纹尖端后部区域.裂纹尖端前部区域的经纬向纤维变形大,裂纹尖端后部区域未传递裂纹区的拉伸载荷,变形小.文中将裂纹切口蒙皮试样简化如下 3 个区域:经纬纱线非变形区(切口区域 A)、过渡区(变形区 C)、变形区(非切口区域 B).非变形区位于裂纹切口的上方,过渡区存在于裂纹尖端附近,变形区为非裂纹切口区域.文中以单边裂纹切口蒙皮为例建立分析模型.单边裂纹切口蒙皮撕裂分析假设如下:

- 1) 撕裂过程中,忽略试样表面翘曲影响;
- 2) 撕裂过程中,经纬向纤维之间的胶黏剂失去胶黏性为失效;

3) 忽略经纬向纱线间的塑性变形;

4) 分析中,不考虑纱线间的压缩变形.

单边切口试样模型如图 1 所示, N_p 、 N_r 分别表示试样经向、纬向纱线的根数, N_a 表示裂纹切口区域经向纱线的根数, N_b 表示非切口区域经向纱线的根数, L_w 表示经向纱线之间的间距, L_p 为纬向纱线之间的间距.

考虑到试样的对称性,仅对图 1 模型的上半部分进行分析.如图 2 所示,上端承受拉伸载荷 F .拉伸试验中,上下两端由平行夹具固定,加载过程中,切口区域 A、非切口区域 B 及变形区 C 的经向纤维受力不同.切口区域 A 处经向纤维受力较小,试验中发生翘曲.非切口区域 B 经向纤维承受大部分拉伸载荷 F_B , 变形区 C 的经向纤维承受剩余载荷.

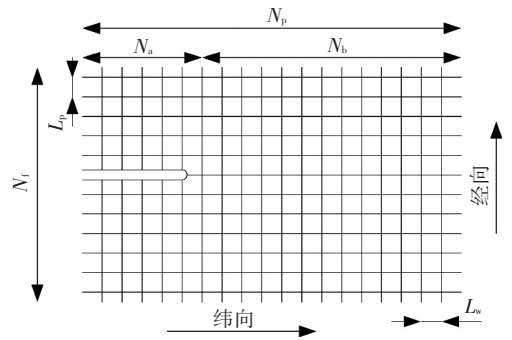


图 1 单边裂纹切口蒙皮试样模型

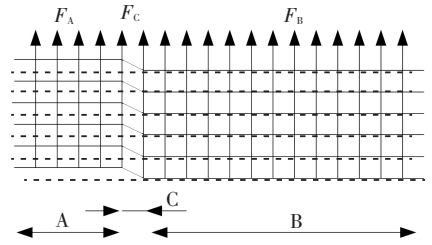


图 2 单边裂纹切口扩展模型

$$F = F_A + F_B + F_C. \quad (1)$$

文中假设忽略翘曲影响,即: $F_A = 0$.

纱线受载时,如图 2 所示,非切口区域 B 的经线变形,变形区 C 的经纬线变形,切口区域 A 与非切口区域 B 的经向方向位移相等.变形前后切口区 A 的纬向纱线间距 L_p 保持不变, A 区纱线沿经向平移 ΔL_p 距离;非切口区 B 的纬向纱线间距 L_p 发生 ΔL_p 的变化.蒙皮试样的经纬向纤维束均为各向同性材料^[14],其弹性模量相同,由胡克定律知 $\sigma = E\varepsilon$.则 A 区域纱线的平移量 ΔL_p 为

$$\Delta L_p = \frac{F_B}{2N_b E_p} L_p N_r. \quad (2)$$

式中 E_p 为经向纤维束弹性模量;非切口区 B 纬向纱线间距的经线伸长量 $\Delta l_p = \Delta L_p / N_r$.此时,同根纬向纤维在切口区 A 与非切口区 B 的经线方向的间距 $\delta l_p = \Delta L_p - \Delta l_p$.

变形区 C 的纬向纤维受力分析如图 3 所示. C 区纬向纤维在拉伸载荷作用下发生变形,变形量 Δl_d :

$$\Delta l_d = \sqrt{(\delta l_p)^2 + L_w^2} - L_w, \quad (3)$$

$$\theta = \arctan(\delta l_p / L_w). \quad (4)$$

根据纱线模型的假设,经纬纱线的节点由于胶黏剂的粘力作用可以被看成铰接点,变形区 C 的纬向纤维束看成杆模型,由式(1)得

$$F_1 = F_2 = E_w \Delta l_d / L_w. \quad (5)$$

式中 E_w 为纬纱的弹性模量.

随着纤维受载的加大,变形区 C 由单根纤维扩展到 N_c 根纤维.经纬向纤维相互作用,上述分析模型可进一步修正,即图 3 的纬向纤维变形角由 θ 变为 γ .根据式(2)可得,变形区纬向纤维引起经向纤维

变形量 Δl_{dp1} .

$$\Delta l_{dp1} = \frac{F_1 \sin \theta}{E_p} L_p, \quad (6)$$

$$\delta l_{p1} = \Delta L_p - \Delta l_p - \Delta l_{dp1}. \quad (7)$$

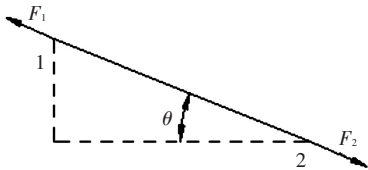


图 3 变形区 C 纬向纱线受力分析

根据式(2)~(3)、(5)~(7)对节点 1、2 的力进行多次修正,进而得到满足精度的 F_1 、 F_2 。

同理,对变形区的纤维分析,得到 Δl_{dpi} 、 $\Delta \delta l_{pi}$ 、 F_i 。当相邻经线纤维变形量比值接近 1 时,即到达变形区边界。

$$F_C = \sum_{i=1}^{n_c} F_i.$$

随着力 F 的增大,纤维变形变大,1、2 节点作用力变大。当 1 节点作用力大于节点粘合力,纤维开始脱胶,出现滑移,变形区 C 向左扩大,切口区 A 缩小;同样,2 节点作用力大于节点粘合力时,变形区 C 向右扩大,非切口区 B 缩小。

发生滑移时,相应的变形区 C 的受力发生变化,纬向纤维受力点增加,该节点处因滑移而受滑移摩擦力作用。

为简化纱线纤维的应力场与应变场的求解,而重点考虑纱线结构的特点,Cox^[15] 通过构造数学模型计算材料结构对载荷的响应而提出了剪切滞后模型。根据纱线剪切滞后理论,经纬纱线节点的粘合力 F_j 由胶粘力 F_a 和抵抗纱线伸展力 F_{um} 组成,而纱线滑移中,承受抵抗滑动摩擦的力 F_f 。

$$F_j = F_a + F_{um},$$

式中 F_a 为经纬纱胶粘力, F_{um} 为纱线抗伸展力。

经纬纱胶粘力 F_a 的大小与试样加工时所用的胶黏剂及工艺有关,本文假设试样各位置处胶粘力大小相同。根据文献[16],抵抗纱线伸展力 F_{um} 与经纬纱线间的剪应力密切相关,如式(8),未脱胶之前,其随外力的增大而增大。

$$F_{um} = \frac{\tau_{\max} \varphi}{\beta} \tan(\beta L_p),$$

式中: τ_{\max} 经纬纱线间最大剪应力; φ 为经纬向纱线接触大小; β 为材料力学系数。

纱线滑移过程中抵抗滑动的摩擦力与滑动过程中的摩擦剪应力 τ_f 有关,如式(9),而摩擦剪应力 τ_f 只与纱线表面性质有关,因此单位纱线间的滑动摩擦力 F_f 保持不变^[16],

$$F_f = \tau_f \varphi L_p, \quad (9)$$

式中 τ_f 纬向纤维滑移过程中的摩擦剪应力。

蒙皮拉伸断裂过程中,切口附近的纤维变形存在差异,即切口区 A 与切口区 B 的经向纤维变形不一致,致使变形区 C 的纬向纤维发生变形。若变形区 C 纬向纤维节点作用力大于此处粘合力时,就会发生脱胶,出现滑移,节点仅承受滑移摩擦力,铰接节点转移到相邻节点处,裂纹尖端区域扩大。随着载荷的加大,尖端区域的纤维或许出现断裂,或许产生滑移,裂纹沿着对称中心逐根扩展,呈现三角区域,直至全部经线断裂。

上述所建模型以经纬纱线单元为基础,并不需要考虑切口的方向及位置,同样适用于单边斜切口及中心切口试样。

2 裂纹切口蒙皮试验

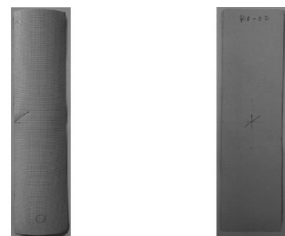
平流层飞艇蒙皮材料为高强纤维层压复合材料,试验材料为高强度力聚芳酯 Vectran 纤维平纹编织的薄膜材料。试样尺寸为 290 mm×40 mm,厚度为 $t = 0.16$ mm,其物理及几何参数如表 1 所示。

表 1 蒙皮试样材料性能参数

厚度/ mm	纤维束密度/ (根·cm ⁻¹)	纱线密度/ tex	材料面密度/ (g·m ⁻²)
0.16	10×10	220	135

根据标准 ASTM D1004-09^[17],试验分两组:单边裂纹切口蒙皮试样的裂纹切口长度分别为 10、20 mm 的标准试样,如图 4(a)所示,初始裂纹方向与纬向纤维夹角分别为 0°、30°、45°、60°;中心裂纹的切口长度分别为 10、20 mm,如图 4(b)所示,初始裂纹方向与纬向纤维夹角分别为 0°、30°、45°、60°、90°。

上述两组试样均采用小量程拉伸试验台进行拉伸,为保证试样端头均匀加载,安装夹具采用平行齿槽夹板。采用等应变速率加载,速度为 2 mm/min,试样的位移、拉伸载荷通过高精度位移传感器和拉伸传感器进行测试。



(a) 单边裂纹切口试样 (b) 中心裂纹切口试样

图 4 裂纹切口蒙皮试样

3 裂纹切口蒙皮撕裂仿真

根据上述裂纹切口蒙皮试样模型,蒙皮试样在拉伸载荷作用下,经向纤维伸长变形,切口区 A 与

非切口区 B 的纤维伸长量不同,致使变形区 C 的纬向纤维变形.基于杆模型,以纱线单元为基础,分析变形区 C 纤维的作用力,若变形区的节点作用力大于节点粘合力时,经纬向纤维出现脱胶,开始滑移,即裂纹开始扩展.滑移过程中,纬向纤维承受抵抗滑移的摩擦力.纤维受力随外载的增大而增大,当纤维束所承载力大于纤维束断裂力时,经纬束发生断裂.一根纤维束发生断裂之后,即进入下一根纤维束的分析和判断,如此循环,直至全部纤维束断裂,可得到试样的最大撕裂值,仿真流程如图 5 所示.

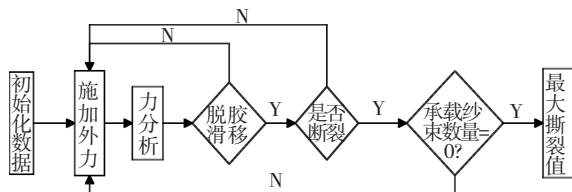


图 5 仿真流程

计算机力学模型仿真中,蒙皮试样模型几何参数与试验试样参数相同,其他仿真参数如表 2 所示.经纬纱采用型号相同的纱线,经纬向纱线弹性模量相同.模型中从细观力学的角度出发,考虑经纬纱线间的粘合力、摩擦力去分析裂纹的扩展行为.经纬纱线之间的胶力与纱线的根数成正比.蒙皮试样经纬向纤维之间的摩擦力系数取 0.3^[16].

表 2 裂纹切口模型仿真参数

纱束密度/ (根·cm ⁻¹)	纱线强力/ (N·根 ⁻¹)	经向纤维弹 性模量/GPa	纬向纤维弹 性模量/GPa	脱胶力/ (N·mm ⁻¹)
10×10	35	7	7	400

对于斜向裂纹切口试样模拟裂纹扩展时,需要考虑切口的方向及位置,此时涉及到裂纹切口在经线方向投影长度 P_p ,纬线方向投影 P_w ,

$$P_p = l_c \cos \alpha, P_w = l_c \sin \alpha.$$

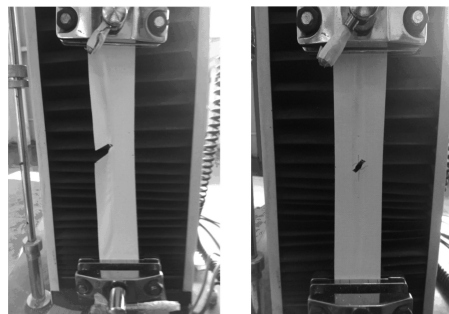
式中: l_c 为裂纹切口的长度; α 为裂纹与纬向纤维方向的夹角.

4 结果与讨论

试验中可以观察到,随着载荷的加大,不同裂纹切口蒙皮试样的经向纤维伸长,切口附近的纬向纱线发生变形,出现裂纹三角区域,如图 6 所示.裂纹切口扩大,切口附近经向纱束断裂.拉伸载荷继续增大,切口扩展,纱束继续断裂,直至纱束全部断裂,材料失效.

拉伸载荷的作用下,经向纤维受力变形,裂纹切口附近的纬向纤维变形,裂纹切口附近出现图 7 所示的变形区.从图 7(b)中可以观察到,单边经向裂纹切口蒙皮试样的非裂纹切口处经纬纤维发生变形,由于塑性原因,试样表面出现变形条带;裂纹切口处的蒙

皮试样发生一定的翘曲,其经纬向纤维并未发生明显变形.同样,图 7(c)的中心切口两端均出现变形条带,图 7(d)的斜裂纹端口也出现变形条带.



(a) 单边裂纹切口试验 (b) 中心裂纹切口试验

图 6 裂纹切口蒙皮试验



(a) 试验前 (b) 试验后单边切口试样 (c) 试验后中心切口试样 (d) 试验后单边斜切口试样

图 7 试验前后蒙皮试样表面特征

试验中,蒙皮试样的非裂纹切口处出现变形条带,即模型中所述变形区 C 由于纤维束的塑性作用形成变形条带;裂纹切口处纤维未出现明显的变形特征,即模型中所述切口区 A 的经纬纤维未发生变形;变形条带为切口区域到非切口区域的过渡区域,表明模型中所述非切口区 B 经向纤维在拉伸载荷作用下发生变形.综上分析,试验现象与所建模型的分析假设吻合,因此,从宏观角度上说明所建裂纹切口蒙皮模型的可靠性.

蒙皮试样受载加大时,裂纹切口开始扩展,邻近切口的纤维束发生脆性断裂,承载纤维束减少.当载荷达到最大值时,蒙皮快速撕裂,蒙皮失效.因此,选取裂纹切口撕裂的最大值来衡量蒙皮的承载能力.不同裂纹切口长度及裂纹切口角度的试样撕裂值、所建模型的仿真值与对比如表 3、4 所示.

针对预制裂纹切口蒙皮,试验所得的撕裂最大值与模型计算的撕裂最大值基本一致,误差在允许范围内 ($\leq 5\%$),满足工程撕裂值预估要求.同时,斜裂纹与单边经向裂纹的试验数据表明,模型中所述的斜裂纹需要考虑经纬向投影的分析是可行的.对于斜裂纹的分析,要分别考虑其经、纬方向的裂纹长度.文中以单位间距经纬纱为单元,考虑纱线间的粘合力及滑移时的摩擦力,从细观的角度去分析裂纹切口的扩展,能够精确得到蒙皮撕裂值,为工程预估裂纹蒙皮撕裂值提供有效的途径.

表 3 单边裂纹切口蒙皮试样仿真与实验结果

试样编号	初始 l_a / mm	裂纹角/ (°)	撕裂力/ N	模型撕裂力/ N	模型误差/ %	试样编号	初始 l_a / mm	裂纹角/ (°)	撕裂力/ N	模型撕裂力/ N	模型误差/ %
DC-0-10	10	0	1 046.312	1 017.281	2.78	DC-45-10	10	45	1 065.745	1 097.732	3.02
DC-0-20	20	0	788.422	803.507	1.88	DC-45-20	20	45	981.425	990.500	0.92
DC-30-10	10	30	1 008.251	1 021.243	1.29	DC-60-10	10	60	1 202.761	1 251.052	4.07
DC-30-20	20	30	859.507	864.342	0.56	DC-60-20	20	60	1 067.885	1 094.534	2.43

表 4 中心裂纹切口蒙皮试样仿真与实验结果

试样编号	初始 l_a / mm	裂纹角/ (°)	撕裂 拉力/N	模型撕裂 拉力/N	模型误差 值/%	试样编号	初始 l_a / mm	裂纹角/ (°)	撕裂力/ N	模型撕 裂力/N	模型 误差/%
CC-0-10	10	0	1 031.497	1 004.579	2.68	CC-60-10	10	60	1 175.286	1 154.203	1.83
CC-0-20	20	0	808.631	803.507	0.64	CC-60-20	20	60	1 042.331	1 094.534	4.78
CC-30-10	10	30	1 001.879	1 024.564	2.21	CC-90-10	10	90	1 837.553	1 800.000	2.06
CC-30-20	20	30	848.659	864.342	1.82	CC-90-20	20	90	1 849.189	1 800.000	2.72

5 结 论

1) 建立以经纬纱线为单元,考虑纱线之间的粘合力、摩擦力,从细观力学的角度分析蒙皮裂纹的扩展的模型.模型分析中,基于数字散斑实验的变形特点对试样进行分区:非变形区、过渡区、变形区,过渡区的纬向纱线以杆模型为基础进行力学分析,从而得到裂纹扩展时各区域的力学特点.

2) 针对临近空间飞艇蒙皮的裂纹扩展,进行不同裂纹切口蒙皮试样的拉伸撕裂实验,从而得到试样的宏观裂纹扩展特点及裂纹切口的撕裂值.试样裂纹切口经向纤维方向投影长度大小直接决定试样撕裂值得大小.

3) 结合所建模型,采用 Matlab 语言进行仿真模拟蒙皮裂纹切口的扩展,从而得到不同裂纹切口扩展撕裂值.所得模型计算撕裂值与试验所得撕裂值基本吻合,符合工程要求范围,为裂纹切口蒙皮撕裂值的预估提供一种方法.

参考文献

[1] 王彦广,李健全,李勇,等.近空间飞行器的特点及其应用前景[J].航天器工程,2007,16(1):50-57.

[2] COLOZZA A. High-altitude, long-endurance airships for coastal surveillance [R]. Reston VA: NASA, 2008: NASA/TM 2005-213427.

[3] BAI Jiangbo, XIONG Junjiang, CHENG Xu. Tear resistance of orthogonal kevlar PWF-reinforced TPU film[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011,24(1):113-118.

[4] NAKADATE M, MAEKAWA S, MAEDA T, et al. Reinforcement of an opening for high strength and light weight envelope material zylon [C]//18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference. Reston, VA: AIAA, 2009: AIAA 2009-2853.

[5] 顾正铭. 平流层飞艇蒙皮材料的研究[J]. 航天返回与遥感, 2007,28(1):62-66.

[6] 汪黎明,杜凤霞,高水平,等. 机织物拉伸弹性伸长的理论预测方法[J]. 青岛大学学报, 2004,19(1):14-17.

[7] 曹旭,王伟志,顾正明. 平流层飞艇蒙皮材料力学性能细观分析[C]//2008年中国浮空器大会论文集. 长沙: [s.n.], 2008: 290-294.

[8] KAWABATA S, NIWA M, KAWAI H. The finite deformation theory of plain weave fabrics. Part I: The uniaxial deformation theory [J]. Journal of the Textile Institute, 1973, 64(2):47-61.

[9] WARREN W. The large deformation elastic response of woven Kevlar fabric[J]. Polymer Composites, 1992, 13(4):278-284.

[10] KING M J, JEANANISILAWONG P, SOCRATE S. A continuum constitutive model for the mechanical behavior of woven fabrics [J]. International Journal of Solids and Structures, 2005,42(13):3867-3896.

[11] 汪黎明,高传平,李立. 机织物撕裂破坏机理的研究[J]. 青岛大学学报, 2001,16(1):29-32.

[12] LIU Longbin, LV Mingyun, XIAO Houli. Tear strength characteristics of laminated envelope composites based on single edge notched film experiment [J]. Engng. Fract. Mech., 2014,127: 21-30.

[13] LIU L B, GU Y C, CAO S, et al. The research on oblique crack tip deformation field of airship envelope composites based on the digital speckle correlation method [J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 477: 34-38.

[14] 吴德隆,沈怀荣. 纺织结构复合材料的力学性能[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998: 232-298.

[15] COX H L. The elasticity and strength of paper and other fibrous materials [J]. British Journal of Applied Physics, 1952,3(3):72-79.

[16] 孟军辉,张艳博,吕明云. 平流层飞艇蒙皮材料织物纤维拔出过程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013,40(8):1149-1153.

[17] ASTM International. ASTM D1004-2009 Standard test method for tear resistance (graves tear) of plastic film and sheeting [S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2009. doi: 10.1520/D1004-13. (编辑 张宏)