

含初始裂纹的平流层飞艇用蒙皮薄膜撕裂行为

刘龙斌, 吕明云*, 肖厚地

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 为了研究含初始裂纹蒙皮薄膜的抗撕裂行为, 选用 Kevlar 纤维增强的具有预制初始裂纹切口(PIC)的平流层飞艇用蒙皮薄膜, 采用弹塑性断裂力学平面应力分析方法, 考虑经纬向纱束之间的滑移摩擦效应, 分析了薄膜裂纹尖端的撕裂强度与变形形式, 建立了裂纹尖端撕裂物理模型和基于摩擦效应修正的等差法拉伸变形计算模型, 获得了裂纹尖端应力集中区的应力分布。为验证计算模型的合理性, 分别对 PIC 长度为 10、20、30 及 40 mm 的试样进行了撕裂强度试验。结果表明: 当 PIC 宽度比率不超过 0.50 时, 模型计算值与试验值的误差小于 4.12%; 与改进的应力强度因子法相比, 所建计算模型具有更高的计算精度, 为平流层飞艇蒙皮撕裂强度的设计提供了一种有效的方法。

关键词: 层压结构; 撕裂行为; 平流层飞艇; 计算模型; 断裂韧性

中图分类号: V214.8

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2015)02-0508-07

近年来, 平流层飞艇由于具有在高空侦察、通信中继和空间探索等诸多领域的应用优势, 成为军民研究的热点^[1]。飞艇蒙皮材料在平流层交变高低温、高超压、紫外辐射及臭氧腐蚀等恶劣工况下, 由于动态冲击载荷和原始缺陷容易发生超压撕裂损伤破坏, 因而含初始裂纹切口(PIC)的蒙皮材料撕裂力学性能受到重点关注^[2]。

Maekawa 等^[3]研究了高性能 Vectran 纤维增强的高空气球薄膜材料撕裂特性, 采用断裂力学理论描述撕裂阻力以及裂纹切口敏感性。王兆希等^[4]针对浮空器蒙皮材料的撕裂性能进行了试验研究和数值分析, 通过不同切口宽度的撕裂试验发现蒙皮撕裂呈现典型的脆性断裂特征, 并以断裂应变作为判断材料失效的准则, 建立了裂纹临界扩展模型并开展了数值仿真。Liu 和 Jia^[5]针对飞艇设计准则建立了蒙皮撕裂裂纹扩展强力的经验公式, 并提出了典型的双轴向拉伸加载试验和仿真方法。李斌太等^[6]对高性能聚对苯撑苯并双噁唑纤维蒙皮材料进行了力学性能测试, 发现蒙皮材料断裂强力主要取决于纤维种类和增强织物结构, 且蒙皮材料的撕破强力除了与使用的纤维种类有关之外, 纤维纱线细

度越大, 蒙皮材料撕破强力越高。

Zhong 等^[7]及温泉等^[8]基于裂纹应变能法研究了棉织物的裂纹扩展机制, 并建立了裂纹应变能函数模型, 通过舌形法和中心裂纹撕裂扩展试验获得了裂纹撕裂能与织物中纤维纱束力学特性之间的关系及织物结构的强度破坏准则。Kang 等^[9]通过柔性织物复合材料的单轴拉伸试验研究了编织型蒙皮材料的微观力学特性, 发现单边切口(SEN)拉伸薄膜材料的撕裂破坏与裂纹尖端的纱束承力密切相关。汪黎明等^[10]和 Liu 等^[11]进一步研究了平纹编织型机织物, 发现单侧裂纹的机织物撕裂破坏与裂纹尖端应力密切相关, 并结合几何织物本身的特征参数研究了纱束强力、承载方式、经纬向纱线密度及编织方式等对裂纹尖端最大破断强度的影响规律。

然而, 针对高性能纤维增强型的柔性高空飞艇蒙皮薄膜, 初始裂纹尖端在承载过程中会形成撕裂应力三角区, 相对于普通机织物, 纱束之间滑移变形很小, 需考虑经向承载纤维应力的承载特性及织物纱束变形特征; 蒙皮材料的基体强度低, 其整体行为主要由薄膜中 Kevlar 编织纤维层决定, 裂纹尖端应力三角区纤维丝的断裂强力直接影响飞艇蒙

收稿日期: 2014-03-14; **录用日期:** 2014-04-24; **网络出版时间:** 2014-06-03 16:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13801/j.cnki.fhclxb.20140603.001.html

基金项目: 航空科学基金(2012ZA51009); 北京航空航天大学博士研究生创新基金(YWF-14-YJSY-020); 北京航空航天大学“蓝天新秀”基金(YWF-13-T-RSC-071)

通讯作者: 吕明云, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究方向为平流层浮空器总体设计。 E-mail: lv503@buaa.edu.cn

引用格式: 刘龙斌, 吕明云, 肖厚地. 含初始裂纹的平流层飞艇用蒙皮薄膜撕裂行为[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 508-514. Liu L B, Lyu M Y, Xiao H D. Tearing behaviors of envelope thin films used in stratospheric airships with initial cracks[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 508-514.

皮材料的撕裂强度，同时还需进一步考虑经纬向纱束之间摩擦效应对撕裂强度的影响。笔者主要研究 SEN 模式下蒙皮材料的撕裂行为、裂纹尖端经纬线纱束的变形以及纱束之间的摩擦特性对含有 PIC 的飞艇蒙皮材料撕裂强度的影响机制，为蒙皮材料的强度设计、裂纹止裂以及撕裂强度预测等提供理论指导方法。

1 试验材料及方法

1.1 平流层飞艇蒙皮材料与试样

平流层飞艇蒙皮材料为多层薄膜层压材料^[11]，试样材料为高强度聚芳脂 Kevlar 纤维增强的热塑性聚氨酯薄膜材料，薄膜材料的照片如图 1(a)所示，薄膜厚度为 0.16 mm，内部由 9 层功能膜层经胶黏贴而成，薄膜材料的内层结构如图 1(b)所示。其中纤维编织层的经纬纱束采用平纹编制，薄膜材料的物理及几何参数如表 1 所示。由于纤维丝为高强轻质纤维材料，弹性模量远大于其余各向功能膜层，因此在进行受力分析时，薄膜材料中的纤维层承担加载过程中绝大部分的载荷^[2, 12]。

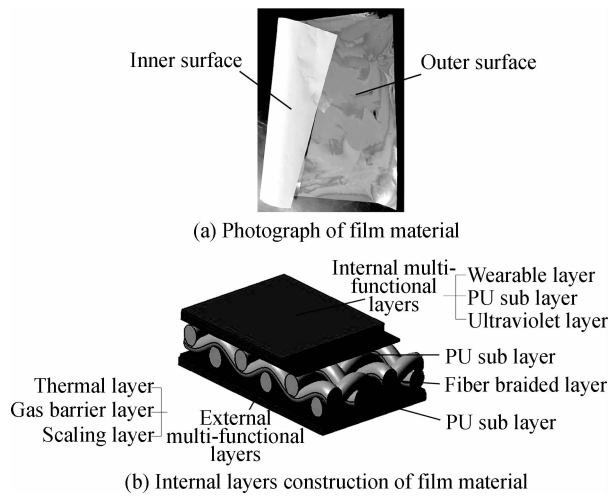


图 1 薄膜材料的照片及内层结构

Fig. 1 Photograph and internal layers construction of film material

表 1 薄膜材料的物理及几何参数

Table 1 Physical and geometrical parameters of film material

Parameter	Value
Thickness/mm	0.16
Fiber spacing/(root · cm ⁻¹)	10 × 10
Fiber density/tex	220
Surface density/(g · m ⁻²)	130

根据 ASTM D1004-09 纤维增强型薄膜片测试标准^[13]分别裁剪 PIC 长度为 10、20、30 和 40 mm 的标准试样，蒙皮试样几何尺寸及人工裁剪蒙皮试样照片如图 2 所示，每种试样各 3 件，PIC 方向为纬线方向，在裂纹区的经向纱束被切断。试样编号“DC-10”中，“10”表示 PIC 长度 L_a 为 10 mm。

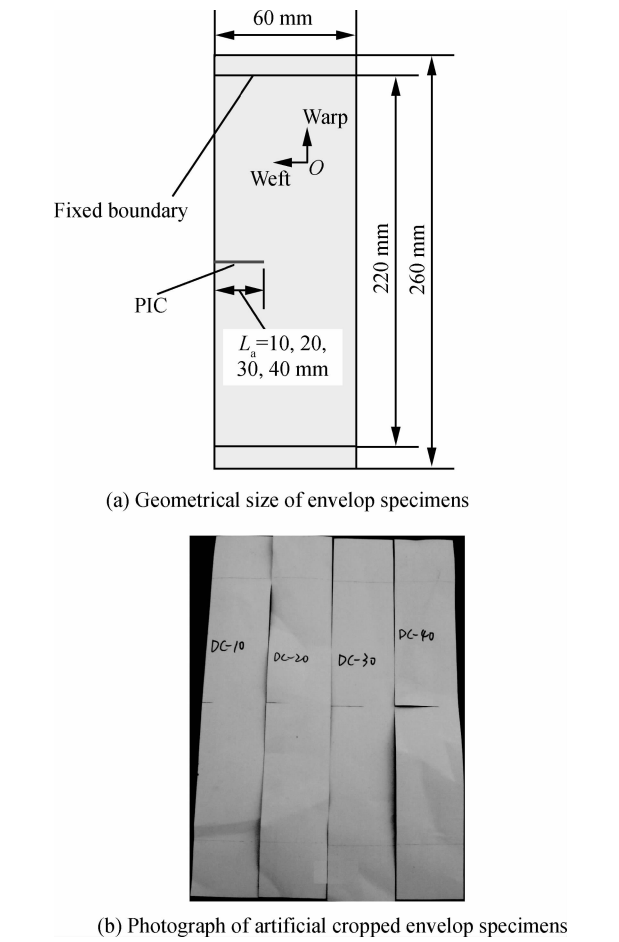


图 2 蒙皮试样几何尺寸及人工裁剪蒙皮试样照片

Fig. 2 Geometrical size of envelop specimens and photograph of artificial cropped envelop specimens

1.2 试验方法

所有试样均采用小量程拉伸试验台进行数据测试，考虑飞艇蒙皮材料厚度小、表面为柔性且易滑动，试样安装卡头采用专用的平行齿槽夹板，样件端头均匀受力。加载方式为等应变匀速增加位移方式，速度为 5 mm/min。安装端头的高精度位移传感器和拉力传感器实时自动记录载荷和变形情况，试验均在室温、干燥的环境中进行，相对湿度为 50%，测试时取 3 次测试值的平均。图 3 为 PIC 蒙皮试样撕裂试验示意图。

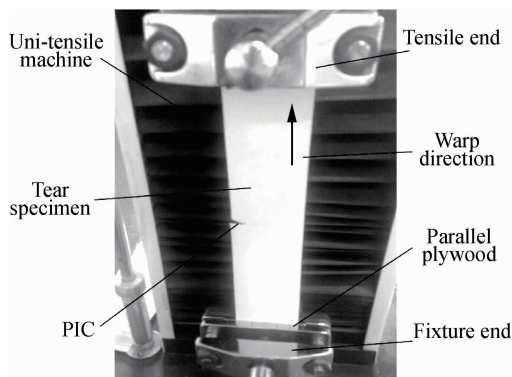


图3 PIC蒙皮试样撕裂试验示意图

Fig. 3 Tearing test schematic of PIC envelope specimens

2 理论模型分析与撕裂强度计算

根据相关文献中织物撕裂的分析模型^[9-14]可知, 织物材料撕裂应力强度与纤维纱束的极限强力相关。笔者在进一步研究纤维纱束强力与材料撕裂强度关系的基础上, 同时考虑了交织点处的经纬向纱束之间的滑移摩擦作用。对于 SEN 蒙皮试样, 在单轴拉伸裂纹扩展过程中, 由于试样中除纤维承载层外的其余功能膜层均为各向同性材料, 在加载过程中受力很小, 因此在拉伸撕裂模型中不考虑各功能膜层的承载强力, 而考虑经纬向纱束之间的滑移摩擦力, SEN 蒙皮试样的单轴拉伸撕裂模型如图4所示。

对于平纹编织的纤维承载层, 在沿着经向单轴拉伸过程中, 裂纹沿着纬向扩展。在 PIC 尖端, 随着拉伸载荷的增加, 裂纹尖端第1根经向纱束受力最大, 并开始伸长; 随着拉伸载荷的增加, 相邻的下一根经向纱束继续被拉长, 形成近似直线受力三角形, 并沿着裂纹方向延伸, 直至第 N 根经向纱束承受拉伸应力。由于已经形成裂纹区(长度为

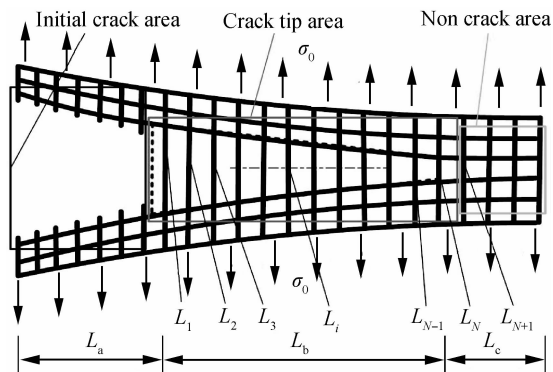


图4 SEN蒙皮试样的单轴拉伸撕裂模型

Fig. 4 Uniaxial tensile tearing model of SEN envelop specimens

L_a) 的应力通过纬向纱束的剪应力作用传递至裂纹受力三角区(即裂纹尖端区域, 长度为 L_b) 的经向纱束, 从而导致三角区经向纱束出现应力集中现象, 并且沿裂纹扩展方向逐渐减弱。由于纬向纱束的柔性特性, 在裂纹尖端三角区的最前端, 纬向纱束不再承受多余裂纹区的剪切阻力, 因而对应经向纱束的应力集中可以被忽略。因此对于非裂纹区(即经纬向纱束伸长稳定区, 长度为 L_c), 纬向纱束几乎不传递剪切应力, 经向纱束同步拉伸伸长, 应变相等, 拉伸应力可认为与外载荷拉伸应力相等^[5]。

在撕裂裂纹尖端的经向纱束受力三角区中, 纱束共同承受拉伸应力, 其中三角区的第1根纱束伸长率最大, 因而受力最大, 其他各经向纱束的伸长率及受力均逐渐降低。随着外载荷的继续增加, 构成受力三角区的第1根经向纱束拉伸断裂, 此时所对应的拉伸载荷即为材料的撕裂强度。断裂后出现应力松弛现象, 直到第2根经向纱束受力状态转化为第1根经向纱束断裂前的受力状态。如此反复, 经向纱束相继连续断裂, 直至试样完全撕裂破坏。

根据所建裂纹尖端撕裂承载物理模型, 对于裂纹尖端区域, 由平纹编织特性^[11]可知, 受力三角区中经向纱束根数为

$$N = L_b / M_T \quad (1)$$

式中: M_T 为经向纱束编织间隔密度(1 mm/根)。 N 取整数, 第 $N+1$ 根经向纱束应力为 σ_{N+1} , 并假设等于非裂纹区的应力 σ_0 。因为在非裂纹区经向纱束同步伸长, 其纱束横截面积几乎不改变。裂纹尖端受力三角区第1根经向纱束编号为1, 其伸长长度为 L_1 , 其余按相同规律依次编号为 L_i , 直至三角区尖端的经向纱束 L_{N+1} 。

经纬向纱束均为各向同性材料, 各纱束的弹性模量 E_i 相同, 均为 E , 由本构关系知:

$$\sigma_i = E_i \cdot \epsilon_i = E \cdot \epsilon_i \quad (2)$$

$$\epsilon_i = \frac{\Delta L_i}{L_0} = \frac{L_i - L_0}{L_0} \quad (3)$$

式中: σ_i 和 ϵ_i 分别为编号为 i 的经向纱束的拉伸应力和拉伸伸长率; ΔL_i 为编号为 i 的经向纱束的拉伸伸长量; L_0 为纱束初始状态下的长度(220 mm)。设 $\Delta L'_i$ 为相邻经向纱束的伸长变形差量, 为了简化假设各纱束伸长量按照等差法规律增长, 则 $\Delta L'_i = \Delta L$, 对应的应力差量 $\Delta \sigma$ 也相等, 因此有

$$\Delta L_{(i+1)} - \Delta L_i = \Delta L'_i = \Delta L \quad (4)$$

结合式(2)~式(4), 可得:

$$\begin{aligned} \sigma_{i+1} - \sigma_i &= E \varepsilon_{i+1} - E \varepsilon_i = E \Delta L / L_0 = \Delta \sigma \\ &= \frac{\sigma_{N+1} - \sigma_1}{N} = \frac{\sigma_0 - \sigma_1}{N} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\sigma_i = \frac{(N+1) - i}{N} \sigma_1 + \frac{i-1}{N} \sigma_0 \quad (6)$$

考虑到在撕裂受力三角区域纱束交织点处, 经纬向纱束之间由于拉伸挤压滑移效应存在滑移摩擦阻力作用, 需要对经向纱束受力三角区等差法拉伸变形模型进行进一步的修正, 以接近材料撕裂的真实状态。图 5 为经纬向纱束交织点滑移摩擦阻力分析模型, 其中经纬向纱束以平纹编织方式交织, 设经向纱束编织角为 θ , 其对应的拉伸载荷(经向纱束拉力)为 T_i , 纱束间相互挤压产生的滑移摩擦力为 F_{μ} 。

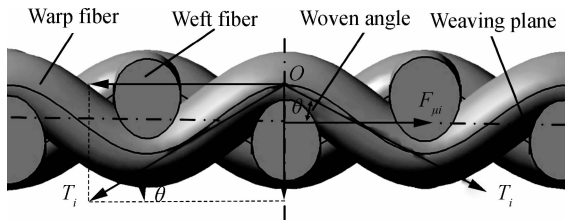


图 5 经纬向纱束交织点滑移摩擦阻力分析模型

Fig. 5 Sliding friction resistance analysis model of warp and weft at intertwined point

可知

$$F_{\mu} = 2\mu T_i \sin \theta \quad (7)$$

式中: μ 为纱束之间挤压滑移摩擦系数。由裂纹区域经向所有纤维纱束受力载荷平衡得:

$$F_0 = \sum_{L_a} T_i + \sum_{L_b} (T_i + F_{\mu}) + \sum_{L_c} T_i \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \int_{L_a+L_b+L_c} \sigma t dL &= \int_{L_a} \sigma t dL + (2\mu \sin \theta + 1) \int_{L_b} \sigma t dL + \\ &\quad \int_{L_c} \sigma t dL \end{aligned} \quad (9)$$

式中: F_0 为试样外部拉伸载荷; σ 为对应的裂纹区域的承载拉伸应力; t 为材料厚度, 根据上述理论分析可得:

$$\begin{aligned} \sigma_0 t (L_a + L_b + L_c) &= 0 + (2\mu \sin \theta + 1) \sum_{i=1}^N \sigma_i S_{fi} + \\ &\quad \sigma_0 t L_c \end{aligned} \quad (10)$$

式中: S_{fi} 为编号为 i 的经向纱束的横截面积。由于各根经向纱束的横截面积相等, 设 $S_f = S_{fi}$ 。根据经向纱束承载平衡方程和式(6), 可建立裂纹尖端第 1

根经向纱束与外载荷拉伸应力之间的联系:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} (\sigma_1 - \sigma_0) (2\mu \sin \theta + 1) (N+1) S_f &= \\ \sigma_0 (L_a + L_b) t \end{aligned} \quad (11)$$

将式(1)带入式(11)可得:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \\ \frac{2\sigma_0 (L_a + L_b) t M_T + \sigma_0 (2\mu \sin \theta + 1) (L_b + M_T) S_f}{(2\mu \sin \theta + 1) (L_b + M_T) S_f} \end{aligned} \quad (12)$$

由物理关系可知, 只需测得单根经向纱束的断裂强力值, 根据所建模型方程即可计算蒙皮试样的撕裂强度值。

对于单根纱束而言, 经向纱束为各向同性材料, 各纱束的断裂强度 σ_{1c} 或断裂伸长率相同。根据最大应力判断准则, 选取裂纹尖端受力三角区第 1 根纱束断裂时对应外载荷的应力值 σ_{0c} 作为试样的撕裂强度, 带入式(11)有

$$\begin{aligned} \sigma_{0c} &= \\ \frac{\sigma_{1c} (2\mu \sin \theta + 1) (L_b + M_T) S_f}{2(L_a + L_b) t M_T + (2\mu \sin \theta + 1) (L_b + M_T) S_f} \end{aligned} \quad (13)$$

采用材料力学最大应力判断准则, 即当 $\sigma_0 < \sigma_{0c}$ 时, 试样不会被撕裂破坏, 蒙皮材料承载是应力安全的。

蒙皮材料拉伸撕裂破坏表现出材料纱束断裂特征, 采用断裂力学中典型的应力强度因子(SIF)法, 结合测试试验数据对比验证所建计算模型的准确性和优越性。

基于线弹性断裂力学理论, 由于经向承力纱束的拉伸变形和纬向纱束的剪切应力作用, 且撕裂裂纹尖端的应力集中区的长度并非一阶小量, 因此采用改进的 Griffith 裂纹扩展应力强度因子 K_I [14]:

$$K_I = Y(L_a) \sigma_0 \sqrt{\pi(L_a + L_b)} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} Y(L_a) &= 1.12 - 0.231 \frac{L_a + L_b}{W} + \\ &\quad 10.55 \left(\frac{L_a + L_b}{W} \right)^2 - 21.72 \left(\frac{L_a + L_b}{W} \right)^3 + \\ &\quad 30.95 \left(\frac{L_a + L_b}{W} \right)^4 \end{aligned} \quad (15)$$

式中: $Y(L_a)$ 为 SEN 蒙皮试样的形状因子; W 为试样的纬向宽度(60 mm)。试样在拉伸加载过程中逐级断裂, 接近线性变化, 选用最大载荷^[5, 14]计算断裂应力强度因子 K_{IC} , 因此断裂韧性为

$$K_{IC} = Y(L_a) \sigma_{0c} \sqrt{\pi(L_a + L_b)} \quad (16)$$

由于同种材料的 K_{IC} 值相同, 因此不同 PIC 长度的蒙皮试样撕裂强度可表示为

$$\sigma_{0C} = \frac{K_{IC}}{Y(L_a)\sqrt{\pi(L_a + L_b)}}$$

(17)

3 结果与讨论

对于模型中所需确定的经向纱束断裂强力, 采用典型的单轴拉伸强度测试方法, 根据 GB/T 3916—1997 标准^[15]进行测试, 测得单根纱束的平均断裂强度为 81.635 MPa。

对于不同 PIC 长度的试样, 从试验现象和试验曲线这两个方面对其进行分析。图 6 为撕裂 SEN 蒙皮试样的照片。在经向纱束出现断裂之前, 随着拉伸载荷的增加, 裂纹尖端受力纱束逐渐伸长, 载荷与应变几乎呈线性关系。随着裂纹尖端纱束的逐步伸长, 受力三角区逐步沿着初始裂纹扩展, 上一级纱束通过纬向纱束的剪切力牵引相邻的下一级纱束伸长, 当载荷增加至极限载荷时, 试样开始撕裂破坏。

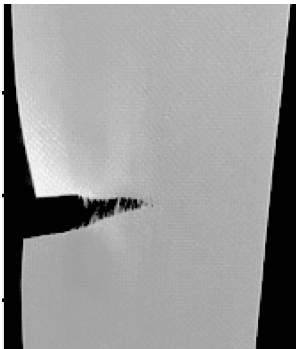


图 6 撕裂 SEN 蒙皮试样的照片

Fig. 6 Photograph of teared SEN envelope specimen

当构成受力三角形的第 1 根经向纱束变形至其断裂伸长率时, 此经向纱束将发生断裂, 对应的拉伸载荷即为材料的撕裂强度, 蒙皮将出现局部破坏而影响承载特性^[16]。断裂后会出现应力松弛现象, 随后第 2 根经向纱束的受力状态立刻转化为第 1 根经向纱束断裂前的受力状态, 如此反复, 经向纱束相继连续破断, 应力出现锯齿形波动现象, 直至试样完全撕裂, 图 7 为 SEN 蒙皮试样单轴拉伸载荷-位移曲线, 其中轴向拉伸载荷的波动证明了上述结论。

从工程应用和试验的角度来说, 蒙皮材料中纱束出现脆性断裂时, 同时承载的纱束数目减少, 裂纹尖端应力集中瞬间增大, 导致蒙皮会快速撕裂爆破, 其实质为承力纱束因应力集中系数太大而相继快速断裂。因此选取第 1 根纱束发生断裂时的载荷值表征试样的撕裂强度, 如图 7 中箭头所示。表 2 为不同 PIC 长度 SEN 蒙皮试样的参数、撕裂强度试验值与计算值。

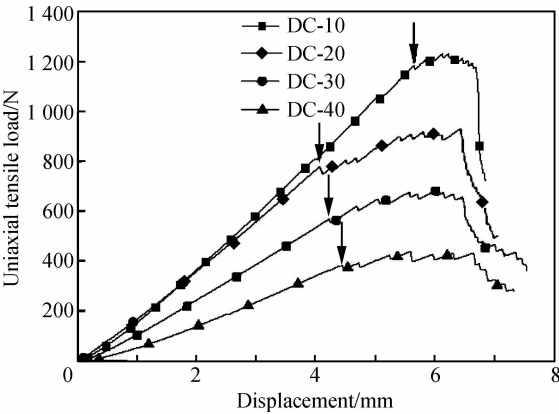


图 7 SEN 蒙皮试样单轴拉伸载荷-位移曲线

Fig. 7 Uniaxial tensile load-displacement curves of SEN envelope specimens

表 2 不同 PIC 长度 SEN 蒙皮试样的参数、撕裂强度试验值与计算值

Table 2 Parameters, test values and computational values of tearing strength of SEN envelope specimens with different PIC lengths

Parameter	Specimen			
	DC-10	DC-20	DC-30	DC-40
Initial crack L_a /mm	10	20	30	40
PIC width ratio (L_a/W)	0.17	0.33	0.50	0.67
Crack tip length L_b /mm	9.55	10.50	11.00	10.70
Cross-section area/mm ²	9.60	9.60	9.60	9.60
Tearing load/N	1 058.212	778.208	569.568	393.218
Test tearing strength/MPa	110.230	81.063	59.330	40.960
Tearing strength calculated by model/MPa	108.975	83.491	61.773	45.293
Deviation of model/%	1.14	2.99	4.12	10.58
Tearing strength calculated by improved SIF method/MPa	110.226	76.414	52.864	33.413
Deviation of improved SIF method/%	0	5.74	10.89	18.43

可见,采用改进 SIF 法计算不同 PIC 长度的蒙皮试样撕裂强度时,除 PIC 长度为 10 mm 时其计算误差均大于上述撕裂强度模型的。当将撕裂强度模型应用于计算 PIC 宽度比率小于 0.50 的飞艇蒙皮材料撕裂强度时,上述模型具有较高的撕裂强度计算精度;当 PIC 宽度比率大于 0.50 时,材料撕裂将引起大范围塑性拉伸变形,上述模型和改进 SIF 法的计算误差均变大,这是因为 PIC 宽度比率较大时,蒙皮材料的撕裂强力迅速降低,抵抗撕裂的经向纱束数量减少,基体及其他各功能膜层的承载效应开始显现,而所建模型忽略了其他强度较小的功能膜层,因此当 PIC 宽度比率为 0.66 时产生了约 10.58% 的误差,但所建模型相对于改进 SIF 法仍具有更好的计算精度。而基于断裂力学的改进 SIF 法只适用于 PIC 宽度比率较小的情况,对于 PIC 宽度比率超过 0.33 的情况不再适用,这是因为 SIF 法只适用于连续介质的小裂纹尖端附近小范围内的强度分析,当 PIC 长度远远小于试样纬向宽度时这一方法才能有效^[14],对于纬向非连续的织物结构,此方法偏差较大。可见,针对 Kevlar 纤维增强的平纹编织平流层飞艇蒙皮材料的撕裂强度分析,所建撕裂强度计算模型相对于 SIF 法具有更好的计算精度及更大的适用范围,满足飞艇蒙皮材料在工程使用上对撕裂强度理论预估的要求。

4 结 论

(1) 提出了一种用于计算飞艇蒙皮材料拉伸撕裂强度的模型,模型考虑了纱束之间的摩擦效应,从细观上分析了初始裂纹切口(PIC)蒙皮材料纱束的承载模式,重点关注裂纹尖端受力三角区的应力模式及纱束摩擦阻力的作用,建立了摩擦修正的等差变形三角区模型。

(2) 针对 4 种 PIC 长度(10、20、30 和 40 mm)的蒙皮试样开展了撕裂试验,测试了试样的撕裂强度,并将计算值与试验值进行比较。发现此模型适用于对 PIC 宽度比率小于 0.50 的试样进行撕裂强度分析。

(3) 与断裂力学中的应力强度因子法相比,所建物理模型具有更大的使用范围。PIC 宽度比率小于 0.50 时,利用模型求得的撕裂强度的最大预测误差不超过 4.12%。

参考文献:

[1] Li L L, Guo W M, He J F. Current situation and develop-

ment of foreign near space airship[J]. *Armament Automation*, 2008, 27(2): 32-35 (in Chinese).

李利良,郭伟民,何家芳. 国外近空间飞艇的现状与发展[J]. *武器装备自动化*, 2008, 27(2): 32-35.

[2] Bai J B, Xiong J J, Cheng X. Tear resistance of orthogonal Kevlar PWF-reinforced TPU film[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(1): 113-118.

[3] Maekawa S, Shibasaki K, Kurose T, et al. Tear propagation of a high performance airship envelope material[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(5): 1546-1554.

[4] Wang Z X, Dou B F, Pang X Z. Fracture properties of flexible composites from aerostat[J]. *Acta Materialia Compositae Sinica*, 2011, 28(2): 211-216 (in Chinese).

王兆希,窦宝峰,逢型召. 平流层浮空器用柔性复合材料的断裂性能[J]. *复合材料学报*, 2011, 28(2): 211-216.

[5] Liu D X, Jia Z. Study on tear propagation of fabric laminate in biaxial stress[J]. *Advanced Materials Research*, 2011, 217-218: 147-151.

[6] Li B T, Xing L Y, Zhou Z G, et al. Study on mechanical properties of high performance envelope materials[J]. *Materials Engineering*, 2010(12): 1-5 (in Chinese).

李斌太,邢丽英,周正刚,等. 高性能蒙皮材料力学性能研究[J]. *材料工程*, 2010(12): 1-5.

[7] Zhong W, Pan N, Lukas D. Stochastic modelling of tear behavior of coated fabrics[J]. *Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering*, 2004, 12(2): 293-309.

[8] Wen Q, Guo D M, Gao H, et al. Study on burr and stalling formation mechanism of carbon/epoxy composites by scratching experiment[J]. *Acta Materialia Compositae Sinica*, 2014, 31(1): 9-17 (in Chinese).

温泉,郭东明,高航,等. 基于划痕试验的碳纤维/环氧树脂复合材料制孔毛刺与撕裂缺陷形成机制研究[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(1): 9-17.

[9] Kang W, Suh Y, Woo K. Mechanical property characterization of film-fabric laminates for stratospheric airship envelope[J]. *Composite Structures*, 2006, 75(1): 151-155.

[10] Wang L M, Gao C P, Li L. Study on mechanism of woven fabric tearing[J]. *Journal of Qingdao University*, 2001, 16(1): 29-32 (in Chinese).

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.

[11] Liu L B, Lv M Y, Xiao H D. Tear strength characteristics of laminated envelope composites based on single edge notched film experiment[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2014, 127: 21-30.

[12] Gu Z M. Research of stratospheric airships skin material[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2007, 28(1): 62-66 (in Chinese).

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.

- [13] American Society for Testing and Materials. ASTM D1004-09 Standard test method for tear resistance of plastic film and sheeting[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2009.
- [14] Lai Z H. Fracture mechanics[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 1990: 102-135 (in Chinese).
赖祖涵. 断裂力学原理[M]. 北京: 冶金工业出版社, 1990: 102-135.
- [15] China Standardization Institute of Textile Association. GB/T 3916-1997 Textiles — Yarns from packages — Determination of single-end breaking force and elongation at break[S]. Beijing: Standards Press of China, 1997 (in Chinese).
中国纺织总会标准化研究所. GB/T 3916-1997 纺织品 卷装纱 单根纱束断裂强力 and 断裂伸长率测定[S]. 北京: 中国标准出版社, 1997.
- [16] Tan H F, Liu Y X, Liu Y Y, et al. Research progress and requirement analysis of envelope materials for near space airship[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(6): 1-7 (in Chinese).
谭惠丰, 刘羽熙, 刘玉燕, 等. 临近空间飞艇蒙皮材料研究进展和需求分析[J]. 复合材料学报, 2012, 29(6): 1-7.

Tearing behaviors of envelope thin films used in stratospheric airships with initial cracks

LIU Longbin, LYU Mingyun*, XIAO Houdi

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

Abstract: In order to investigate the anti-tearing behaviors of envelop thin films with initial cracks, Kevlar fabric reinforced envelope thin films used in stratospheric airships with prefabricated initial crack (PIC) were chosen and the plane stress analysis method of elastic-plastic fracture mechanics was adopted. Considering the effects of slipping friction between warp and weft, the tearing strength and deformation modes of film crack tips were analyzed. Physical model of crack tip tearing and arithmetical tensile deformation computational model based on friction effects were established. The stress distribution of stress concentration area among crack tip was obtained. In order to verify the rationality of the computational model above, specimens with PIC length of 10, 20, 30 and 40 mm were tested to obtain the tearing strength, respectively. Results show that when PIC width ratio does not exceed 0.50, the deviation between calculated values of models and testing values is lower than 4.12%. Compared with the improved stress intensity factor theory, the computational model established above is more accurate, which provides an effective approach for the tearing strength design of stratospheric airship envelope.

Keywords: layered structure; tearing behavior; stratospheric airship; computational model; fracture toughness