

文章编号: 1006-9941(2014)06-0786-06

固体推进剂矩形粘接试件的多角度拉伸试验

邱欣¹, 李高春¹, 姜爱民¹, 赵大鹏²

(1. 海军航空工程学院飞行器工程系, 山东烟台 264001; 2. 91049 部队, 山东青岛 266102)

摘要: 为采用试件模拟固体火箭发动机燃烧室壳体/绝热层/衬层/推进剂粘接系统同时承受拉伸和剪切载荷的受载状态, 设计了符合航天行业标准 QJ 2038.1A-2004 规定的矩形粘接试件的多角度拉伸夹具。实现了对试件的单纯拉伸、单纯剪切以及拉伸、剪切结合的多种载荷状态。随着拉伸角度由 0° 增至 90°, 界面失效时刻对应的载荷由 1166 N 降至 420 N, 最大主应力由 0.945 MPa 降至 0.461 MPa, 上界面最大主应力集中系数由 1.1 上升至 2.7, 下界面最大主应力集中系数则变化较小。试验中试件起裂部位与界面最大应力位置的计算结果一致性较好, 可为发动机粘接系统结构完整性分析提供参考。

关键词: 航空宇航推进理论与工程; 固体火箭发动机; 粘接界面; 多角度拉伸; 失效准则

中图分类号: TJ55; V435

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2014.06.014

1 引言

固体火箭发动机壳体/绝热层/衬层/推进剂各界面良好的粘接是保证发动机装药结构完整性的关键, 由于发动机头部、中部和尾部粘接系统所承受的载荷方向不同, 发动机在贮存、运输、吊装、点火工作时, 粘接系统各部位所承受的载荷方向也会发生变化, 导致粘接系统承受拉伸、剪切以及混合应力状态, 因此有必要测试粘接系统在各种受载状态下的力学性能。目前多采用单纯拉伸^[1-2]、单纯剪切^[3-4]以及剥离^[5-6]的试验方法测试粘接系统的力学性能, 可经过耦合计算得到界面在拉伸、剪切混合载荷下的强度, 或者采用不区分拉伸、剪切应力的强度准则来衡量界面粘接强度。采用拉伸、剪切混合加载的试验方法, 可以避免拉伸剪切不同试件及其夹具的制作过程, 同时可以直接获得试件在混合载荷下的强度。国外曾经对固体火箭发动机壳体/绝热层/衬层/推进剂矩形粘接试件进行了多种角度的拉伸试验^[7-8], 其夹具的拉伸角度采用无级调节方式, 如图 1 所示, 但每次测试均要精确测量试件拉伸角度, 步骤繁琐。当试件受载变形后, 夹具无法控制试件的旋转自由度, 形成对试件剪切、剥离的混合加载状态, 不能实现纯剪切。

采用有限元计算结果, 获得试件界面的应力分布, 并结合试件的拉伸试验结果, 计算界面失效部位的粘接强度, 是目前最常用的分析方法。文献[9]给出了含人工脱粘层的矩形粘接试件应力分布的三维有限元法计算结果, 采用最大畸变能准则, 给出了在单纯拉伸状态下界面强度及其受绝热层模量变化的影响规律。文献[10-11]根据矩形试件的多角度拉伸试验结果, 发现采用最大主应力作为界面的强度准则, 其结果受试件拉伸角度的影响较小, 而采用最大拉应力、最大剪应力以及最大畸变能准则获得的界面强度受拉伸角度影响明显。

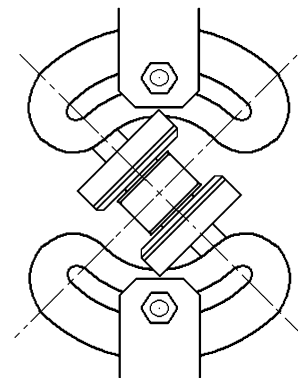


图 1 适用于粘接试件的多角度拉伸夹具^[7]

Fig. 1 Clamp with multi-angle tensile for adhesive specimen^[7]

综合上述分析可知, 有必要设计一种能够测试标准试件在拉伸、剪切等各种混合载荷状态下力学性能的新型夹具, 使试件界面受载状态与发动机界面实际

收稿日期: 2013-12-20; 修回日期: 2014-02-26

基金项目: 武器装备预研基金项目(9140A280102)

作者简介: 邱欣(1985-), 男, 博士, 主要从事固体火箭发动机寿命预估研究。e-mail: qiuqiulizh2012@sina.com

受载状态更为接近,并结合有限元计算得到试件界面的应力分布,获取界面失效部位的临界应力,以提高试验效率和试验结果的准确程度。

本研究采用多角度拉伸与有限元计算相结合的方法,考察了矩形粘接试件在拉伸、剪切混合载荷条件下的失效规律,分析了试件拉伸角度对界面失效临界应力的影响。

2 试验部分

2.1 夹具设计

采用 QJ 2038.1A-2004^[2] 所规定的矩形粘接试件进行试验,其尺寸如图 2 所示,试件采用端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂、HTPB 衬层以及丁腈橡胶绝热层,为了模拟发动机人工脱粘结构,并缓解试件界面边缘处的应力集中程度,在绝热层与钢板之间有 2 处宽度为 20 mm 的人工脱粘层。

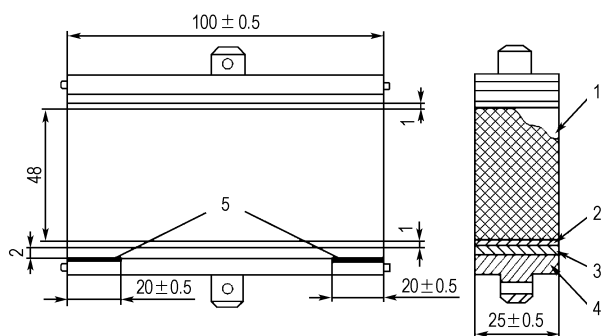


图 2 矩形粘接试件尺寸(单位: mm)

1—推进剂, 2—衬层, 3—绝热层, 4—钢板, 5—人工脱粘层

Fig.2 Size of rectangular adhesive specimen (unit: mm)

1—propellant, 2—liner, 3—insulator, 4—steel plate, 5—flap

若对矩形粘接试件施加拉伸、剪切载荷,目前通常的方法是利用双轴力学拉伸机对试件同时施加纵向和横向位移^[12],如图 3a 所示。为了能够在单轴力学拉伸机上对试件同时施加拉伸、剪切载荷,一种可行的方法是将纵向和横向位移矢量依据平行四边形法则合并为一个位移矢量,则拉伸机测得的载荷 F 可分解为试件界面的法向拉伸载荷 F_n 和切向剪切载荷 F_τ , 依此原理设计了一种可以旋转的夹具,如图 3b 所示,图中拉伸机的拉伸方向与试件界面法线的夹角 θ 为拉伸角度,本夹具设计了 5 个拉伸角度,分别为 0° 、 22.5° 、 45° 、 67.5° 和 90° ,每个拉伸角度所对应的拉伸载荷与剪切载荷大小可根据式(1)(2)计算。

$$F_n = F \cdot \cos\theta \quad (1)$$

$$F_\tau = F \cdot \sin\theta \quad (2)$$

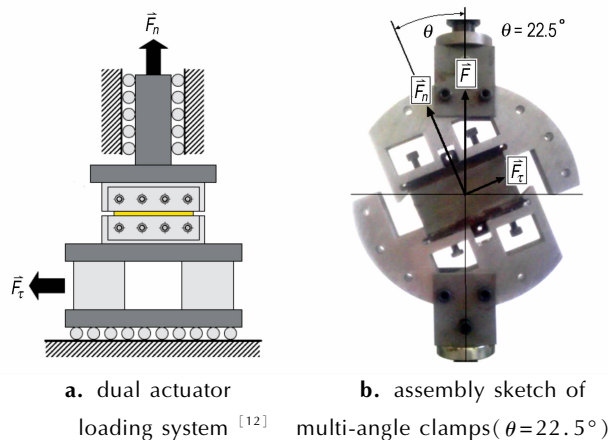


图 3 实现混合载荷的两种方式

Fig.3 Two systems for mixed load

若保证拉伸过程中试件所受的拉伸载荷与剪切载荷的合力始终为拉伸机的拉伸载荷,需限制夹具的旋转自由度,为此夹具设计时采用了如下结构及部件。

夹具分为两部分:一部分是与试件相连接的夹具盘,其厚度为 30 mm,包含与试件金属部分相连接且凹凸配合的凹槽,以及边缘用于安装销钉的 6 个圆形通孔,其尺寸如图 4 所示;另一部分是连接三思公司 CMT6203 电子万能试验机夹头和夹具盘的适配接头部分,其尺寸如图 5 所示,螺孔紧固圆板旋紧后可以使螺纹延伸杆与矩形连接片完全固定,矩形连接片下方的 2 个通孔与夹具盘边缘任意相邻的 2 个通孔重合,经销钉连接后二者可完全固定。

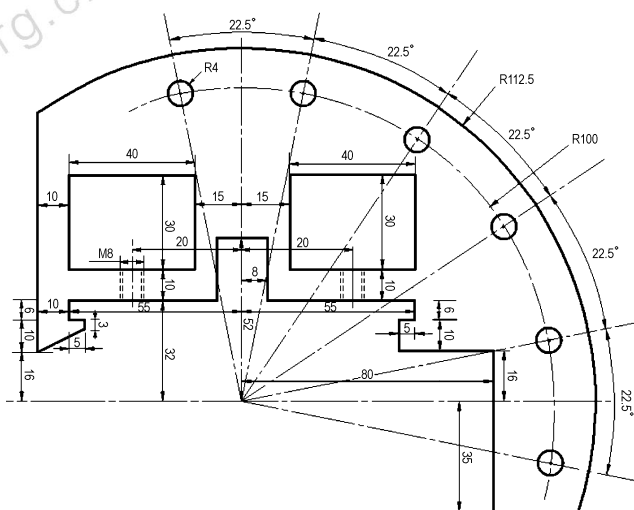


图 4 夹具盘的尺寸(单位: mm)

Fig.4 Size of clamp plate (unit: mm)

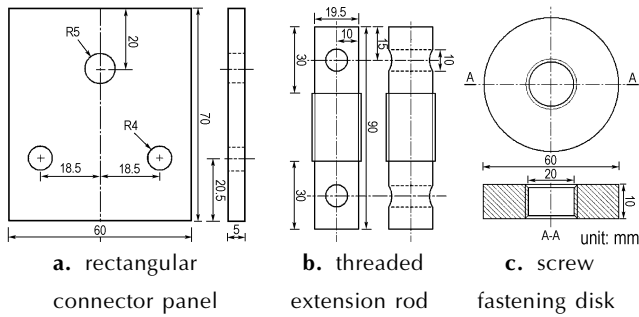


图5 夹具适配接头尺寸
Fig.5 Size of clamp adapter

与图1所示夹具相比,本研究设计的夹具具有如下优点:由于夹具与拉伸机之间完全固定,可以对试件进行纯剪切试验,而非近似剪切试验;在夹具加工精密并与拉伸机准确固定的条件下,经测量拉伸角度误差控制在 0.5° 之内,在对试验结果准确程度没有特别严格的要求时,每次试验无需测量实际的拉伸角度,从而提高试验效率。

2.2 试验过程

首先,将试件嵌入上、下夹具盘中,并将4个矩形通孔内的螺栓拧紧以固定试件。选择所需的拉伸角度 θ ,然后将4个矩形连接片通过螺栓固定在上、下夹具盘的两侧,矩形连接片下部两个通孔与半圆形金属夹具盘边缘相邻两个通孔重合,矩形连接片通过螺栓与半圆形金属夹具盘连接;矩形连接片中部通孔与螺纹延伸杆上的通孔重合,采用销钉连接;紧固圆板的螺孔与延伸杆上的螺纹相配合,紧固圆板穿过延伸杆,并顶住与延伸杆相连的2个矩形连接片,实现螺纹延伸杆与2个矩形连接片的固定。最后,将装配好的夹具下延伸杆插入拉伸机下方静止夹头中,并用销钉固定,将拉伸机上方夹头降下,并将夹具上延伸杆采用销钉固定。

为记录试件从拉伸变形至断裂的整个过程,将数码相机固定于三脚架上,根据试件倾斜角度调节相机倾斜角,并在相机视野中预留出试件变形后的空间,当试件开始被拉伸时,照相机以30 s的时间间隔开始连续拍摄,为尽可能捕捉到试件界面起裂时刻的形貌,采用了较低的拉伸速率($1 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$),低于标准^[2]规定的拉伸速率($20 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$),对试件进行了不同拉伸角度的力学性能测试,试件拉伸角度与对应载荷如表1所示。

3 结果与讨论

3.1 载荷位移曲线分析

试件拉伸过程中,夹具载荷 F 及其变化速率 dF/dL 随夹具位移 L 的变化曲线如图6所示。当拉伸角度从

0° 开始以 22.5° 为间隔逐渐增加时,载荷位移曲线上升速率峰值呈逐渐下降的趋势,由 0° 的 $160 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ 降至 22.5° 的 $100 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ 和 45° 的 $60 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$,随后降速放缓,分别降至 67.5° 的 $40 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ 和 90° 的 $30 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ 。

表1 试件拉伸角度与对应载荷

Table 1 Tensile angle and corresponding loading

load type	$\theta / (^\circ)$				
	0	22.5	45	67.5	90
F_n	F	$0.924F$	$0.707F$	$0.383F$	0
F_r	0	$0.383F$	$0.707F$	$0.924F$	F

Note: F is clampload

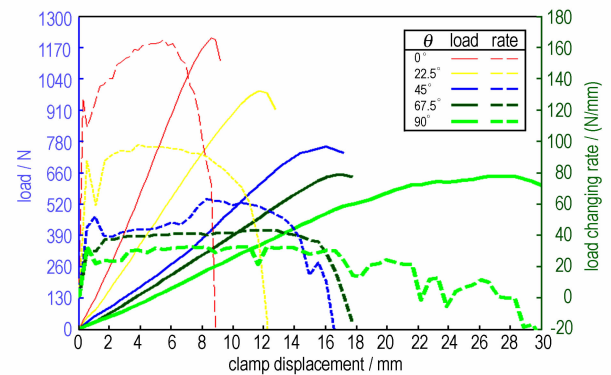


图6 不同拉伸角度情况下载荷及其变化速率随夹具位移的变化曲线

Fig.6 Curves of clamp load (F) and its changing rate (dF/dL) vs. clamp displacement (L) with different tensile angle

试件起裂载荷及其对应的夹具位移随拉伸角度的变化曲线如图7所示。试件起裂载荷随着拉伸角度的增加而逐渐下降,说明拉伸角度越大,试件粘接界面越容易失效;试件起裂时夹具的位移随着拉伸角度的增加呈现先上升后下降的过程。若要分析试件失效时的

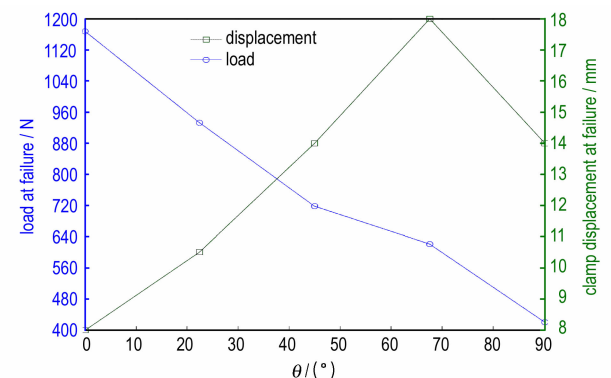


图7 试件起裂载荷及其对应的夹具位移随拉伸角度的变化曲线
Fig.7 Curves of fracture initiation load and corresponding clamp displacement vs. tensile angle

临界载荷及夹具位移出现上述变化规律的原因,应当进一步分析试件的应力分布情况。

图 8 给出了试件在拉伸过程中界面局部起始断裂临界时刻的外观形貌,以及与其相对应的有限元数值模拟计算的外观形貌和最大主应力分布。文献[10]认为,对于推进剂这种颗粒填充复合材料,在受到剪切应力时,填充的颗粒分布会重新组织,从而将剪切应力转变为沿着最大主应力方向的拉伸应力。因此推进剂、衬层、绝热层粘接系统在受到不同方向的载荷后,界面附近推进剂的局部变形会使之趋向于沿最大主应力方向拉伸的状态变化。而 Mises 应力即便在界面出

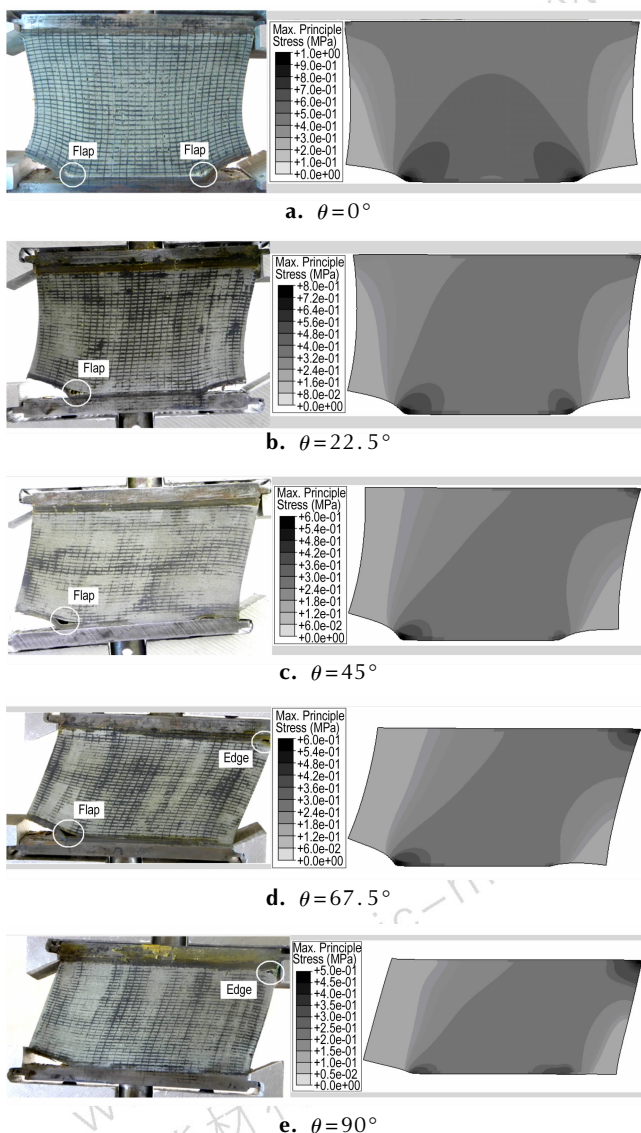


图 8 不同拉伸角度条件下试件起裂时刻的变形形貌(左)与最大主应力的分布(右)

Fig. 8 Deformation of specimen from test(left) and maximum principal stress distribution from calculation(right) when fracture initiating with different tensile angles

现受压的状态时,其数值仍与受拉状态相等,这显然与实际相背,因此采用了最大主应力进行分析。

试件在各种拉伸角度下多为推进剂/衬层界面起裂,因此在有限元计算结果中提取了该界面的应力,仅有在拉伸角为 67.5°时出现了衬层/绝热层界面起裂,这可能由于试件制作工艺和材料性能的随机性所导致。为方便分析,将试件人工脱粘层裂口尖端附近的推进剂、衬层、绝热层界面记为 Flap 位置,该处起裂称为 Flap 型断裂;将试件右上角无脱粘一侧边缘的推进剂、衬层、绝热层界面记为 Edge 位置,该处起裂称为 Edge 型断裂,如图 8 所示。

由图 8 中的最大主应力云图可知,随着拉伸角 θ 的增加,试件起裂时刻 Flap 位置的最大主应力逐渐下降,Edge 位置的最大主应力呈逐渐上升的趋势。拉伸角 θ 为 0°、22.5°、45°时,试件起裂时刻 Flap 位置最大主应力明显高于其它区域,试件为 Flap 型断裂;拉伸角 θ 为 67.5°时,试件起裂时刻 Flap 位置与 Edge 位置最大主应力相近,Flap 位置与 Edge 位置几乎同时裂;拉伸角 θ 为 90°时,试件起裂时刻 Edge 位置最大主应力则明显高于其它区域,为 Edge 型断裂。

3.2 界面失效准则分析

通过有限元计算,获得了不同拉伸角度下,试件起裂时刻上侧和下侧推进剂、衬层界面最大主应力 $(\sigma_{mp})_{\theta}$ 的分布,最大主应力集中系数 $(SR_{mp})_{\theta}$ 的分布由 $(\sigma_{mp})_{\theta}$ 的分布除以最大主应力平均值 $(\bar{\sigma}_{mp})_{\theta}$ 获得,其结果如图 9、10 所示。

在试件局部起裂时刻,上界面 Edge 位置的应力集中系数 $(SR_{mp})_{\theta}$ 由 $\theta=0^{\circ}$ 时的 1.1 迅速上升至 $\theta=90^{\circ}$

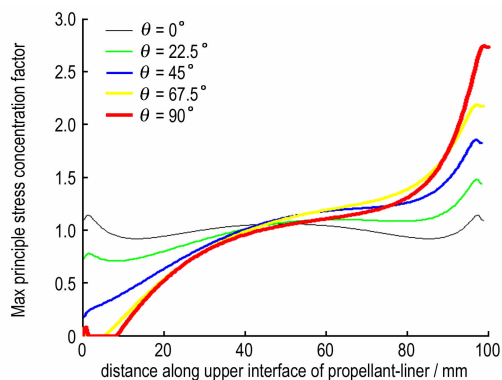


图 9 试件起裂时上侧推进剂/衬层界面 $(SR_{mp})_{\theta}$ 的分布
Fig. 9 Distribution of stress concentration factor $(SR_{mp})_{\theta}$ along propellant/liner interface of the upper end tab when fracture initiating with different tensile angles

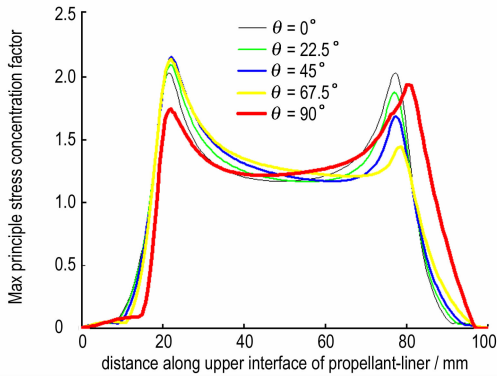


图 10 试件起裂时下侧推进剂/衬层界面 $(SR_{mp})_{\theta}$ 的分布
Fig. 10 Distribution of $(SR_{mp})_{\theta}$ along propellant/liner interface of the lower end tab when fracture initiating

时的 2.7; 下界面 Flap 位置的应力集中系数 $(SR_{mp})_{\theta}$ 由 $\theta=0^{\circ}$ 时的 2.027 缓慢增至 $\theta=67.5^{\circ}$ 时的 2.155, 然后迅速下降至 $\theta=90^{\circ}$ 时的 1.935。

界面失效部位起裂时最大主应力可根据式(3)计算。

$$(\sigma_{cr})_{\theta} = \frac{(F_{cr})_{\theta}}{S} (SR_{mp})_{\theta} \quad (3)$$

式中, $(\sigma_{cr})_{\theta}$ 为界面失效部位起裂时最大主应力, MPa; $(F_{cr})_{\theta}$ 为试件界面起始失效时拉伸机载荷, N; θ 为试件起裂部位的截面积, mm^2 ; $(SR_{mp})_{\theta}$ 为失效位置的最大主应力应力集中系数。

试件裂纹萌生时刻力学性能的测量与计算值如表 2 所示, 起裂位置与计算得到的起裂应力一致性较好, 尤其是试件拉伸角度为 67.5° 时, Flap 位置与 Edge 位置的应力分别为 0.530, 0.541 MPa, 相差仅 2% 左右, 而试验观察到的结果恰好为 Flap 位置与 Edge 位置几乎同时断裂, 从侧面证明该种计算分析方法的合理性。

$(\sigma_{cr})_{\theta}$ 随拉伸角度的变化曲线如图 11 中曲线 1 所示, 随着 θ 由 0° 增至 90° , $(\sigma_{cr})_{\theta}$ 则由 0.945 MPa 逐渐降至 0.461 MPa。而文献[10]采用了与本文结构相同的试件, 得到的 $(\sigma_{cr})_{\theta}$ 随 θ 变化幅度较小, 如图 11 曲线 2 所示, 造成这种显著差别主要有两方面的原因:

表 2 试件裂纹萌生时刻力学性能的测量与计算值

Table 2 Measured and calculated mechanical properties when fracture initiating

θ / $(^{\circ})$	fracture initiation location	clamp displacement /mm	load /N	$(SR_{mp})_{\theta}$		critical stress/MPa	
				Edge	Flap	Edge	Flap
0	Flap	8	1166	1.140	2.027	0.532	0.945
22.5	Flap	10.5	932	1.476	2.092	0.550	0.780
45	Flap	14	717	1.857	2.155	0.533	0.618
67.5	Flap & Edge	18	620	2.183	2.139	0.541	0.530
90	Edge	14	420	2.743	1.935	0.461	0.325

Note: $(SR_{mp})_{\theta}$ represents stress concentration factor.

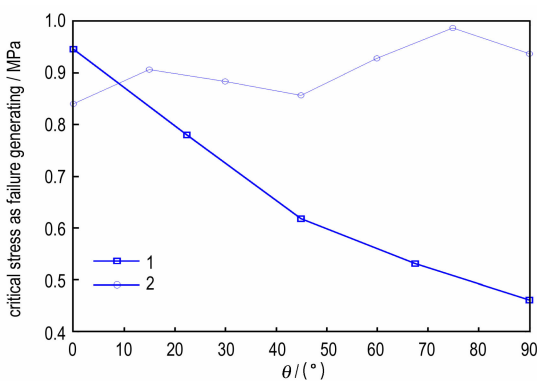


图 11 推进剂/衬层界面失效的临界最大主应力随拉伸角度 θ 的变化曲线

Fig. 11 Curves of critical maximum principal stress vs. tensile angle when fracture initiating at propellant/liner interface

一是推进剂、衬层、绝热层配方和粘接工艺的不同; 二是采用的夹具构造上的差异, 文献[10]的夹具与图 1

中夹具类似, 在拉伸过程中无法控制夹具旋转自由度, 形成了拉伸、剪切、剥离耦合加载形式, 缓解了剪切载荷对界面造成的损伤程度。若要证明上述猜测是否正确, 从细观的角度分析界面在不同载荷条件下的失效机理, 是一种可行的途径。

4 结论

(1) 设计的多角度拉伸夹具可以运用到矩形粘接试件的力学性能测试中, 试件在拉伸角度为 0° , 22.5° , 45° 时为 Flap 位置断裂, 90° 时为 Edge 位置断裂, 67.5° 时为 Flap 和 Edge 位置同时断裂。根据试件界面附近最大主应力集中系数的分布可以准确预测试件在不同拉伸角度下的断裂位置。

(2) 对于本研究所采用的矩形粘接试件, 随着拉伸角度由 0° 增至 90° , 界面起裂时的最大主应力呈逐

渐下降的趋势,由 0.945 MPa 逐渐降至 0.461 MPa。这种力学性能随载荷角度变化的规律可以应用到发动机粘接系统的结构完整性分析中,以提高分析的精度。可以通过增加夹具盘的开孔数量,以提供更多的拉伸角度选择,提高结果的准确性。

参考文献:

- [1] QJ 2038.1-1991, 固体火箭发动机燃烧室界面粘接强度测试方法-扯离法[S]. 1991.
- [2] QJ 2038.1A-2004, 固体火箭发动机燃烧室界面粘接强度测试方法: 矩形试件扯离法[S]. 2004.
- [3] QJ 2038.2-1991, 固体火箭发动机燃烧室界面粘接强度测试方法-剪切法[S]. 1991.
- [4] 邢耀国, 金广文, 许学春, 等. 某型固体火箭发动机综合性能试验与寿命评估[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 176-179.
XING Yao-guo, JIN Guang-wen, XU Xue-chun, et al. Comprehensive property tests and service life evaluation for solid rocket motors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2): 176-179
- [5] 何德伟, 刘戎, 侯少锋. 一种单室双推力发动机装药 II 界面粘接性能研究[J]. 上海航天, 2012, 29(2): 69-72.
HE De-wei, LIU Rong, HOU Shao-feng. Factors of influencing bound characteristics at II Interface of a single chamber dual thrust solid rocket motor grains[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(2): 69-72.
- [6] Haska S B, Bayramli E, Pekel F, et al. Adhesion of an HTPB-IP-DI-based liner elastomer to composite matrix and metal case[J]. *Journal of Applied Polymer Science*, 1997, 64(12): 2355-2362.
- [7] Christiansen A G, Laheru K L, Anderson G P. Cohesive and adhesive analog test specimens for solid propellant grain simulation [R]. AIAA-1983-1118. 1983.
- [8] Anderson J M, Pavelka T D, Bruno P S. Techniques for assessing case liner-bond integrity in solid propellant rocket motors [R]. AD-768315, 1973.
- [9] 王至存, 朱祖念, 张善祁. 固体发动机药柱粘结试件的三维应力分析[J]. 宇航学报, 1996, 17(4): 34-38.
WANG Zhi-cun, ZHU Zu-nian, ZHANG Shan-qi. The three dimensional stress analysis of solid motor grain's analog bond specimen[J]. *Journal of Astronautics*, 1996, 17(4): 34-38.
- [10] Kuhlmann T L, Peeters R L, Bills K W. Modified maximum principal stress criterion for propellant liner bond failures[J]. *Journal of Propulsion*, 1987, 3(3): 235-240.
- [11] Kuhlmann T L, Peeters R L, Bills K W. Modified maximum principal stress failure criterion applied to propellant-liner bond failures[R]. AIAA-85-1439. 1985.
- [12] Mohr D, Oswald M. A new experimental technique for the multi-axial testing of advanced high strength steel sheets[J]. *Experimental Mechanics*, 2008, 48: 65-77.

Multi-angle Tensile Test for Solid Propellant Rectangular Adhesive Specimens

QIU Xin¹, LI Gao-chun¹, JIANG Ai-min¹, ZHAO Da-peng²

(1. Department of Aircraft Engineering, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China; 2. The 91049th Unit of PLA, Qingdao 266102, China)

Abstract: In order to simulate the loading condition of shell/ insulation / liner/ propellant bonding system in solid rocket motor combustion chambers, a multi-angle tensile clamp was designed for rectangular adhesive specimen according to QJ 2038.1A-2004, and the pure tensile, pure shear and tensile-shear mixed stress on the specimen interface were realized. Results show that the tensile angle (the angle between tensile direction and normal direction of interface) increases from 0° to 90°, and the critical load decreases from 1166 N to 420 N, and the critical maximal principal stress decreases from 0.945 MPa to 0.461 MPa. The critical maximal principal stress ratio of upper interface increases from 1.1 to 2.7 and little change in lower interface, indicating the fracture initiation locations of the specimen are consistent with the calculated.

Key words: aerospace propulsion theory and engineering; solid rocket motor; adhesive interface; multi-angle tensile; failure criterion

CLC number: TJ55; V435

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2014.06.014