

文章编号:1006-9941(2025)08-0882-10

HTPB 推进剂粘接试件的多角度拉伸试验与数值模拟

张学深¹,沈肖胤²,周 辉²,王学仁³,丁 丽^{1,4},张东升^{1,4}

(1. 上海大学 力学与工程科学学院, 上海 200444; 2. 上海航天动力技术研究所, 上海 201108; 3. 火箭军工程大学 智剑实验室, 陕西 西安 710025; 4. 上海飞机结构力学及控制研究所, 上海 200092)

摘 要: 提高装药结构完整性对保障固体火箭发动机工作稳定性有重要意义。对 HTPB 推进剂粘接试件开展多角度拉伸加载试验,拉伸过程中使用双目相机结合三维数字图像相关方法对粘接试件的变形场进行分析;根据试件的细观结构,基于颗粒脱湿、基体断裂以及粘接界面脱粘三种损伤模式,建立了粘接试件的细观内聚力模型并进行数值模拟分析。探索了不同拉剪应力状态下黏接试件的损伤演化规律、开裂机理以及破坏形式。试验结果表明:HTPB 推进剂粘接试件在拉剪混合应力状态下更容易发生损伤,随着拉伸角度的增大,试件的承载能力下降并且会产生更大的拉伸位移;临界状态时推进剂粘接试件应变较大的区域即是宏观裂纹萌生的位置。数值模拟结果表明:第一主应力是影响固体推进剂裂纹产生的主要因素并且当第一主应力值大于 0.548 MPa 时会导致裂纹的萌生;拉伸角度越小,推进剂内部颗粒与基体越容易发生脱湿;拉伸角度越大,推进剂/衬层界面越容易脱粘并且裂纹扩展的位置越靠近推进剂/衬层界面。

关键词: 推进剂粘接试件;多角度加载;数字图像相关方法;内聚力模型;损伤演化**中图分类号:** TJ55;O34;V435**文献标志码:** A**DOI:** 10.11943/CJEM2025064

0 引言

固体火箭推进剂是一种具有特定性能的含能复合材料,作为火箭发动机的核心能量载体,其力学性能与装药结构完整性直接决定了发动机的工作可靠性以及飞行器任务的安全性。其在存储、运输和工作环节中始终承受着机械载荷^[1],复杂的应力环境将直接影响到药柱的结构完整性,因此,开展复杂应力状态下的力学实验是关键。单轴拉伸/压缩实验作为一种主流的测试方法,通过从准静态到动态的力学测试^[2-5],可以获得固体推进剂力学特性随环境的变化关系。

在此基础上,固体推进剂在拉剪混合应力作用下的力学行为需进一步研究分析。对试件的粘接界面同

时施加拉伸、剪切载荷有两种不同的方法:Bresson 等^[6]设计了一种多角度力学夹具,在单向拉伸条件下可以实现混合载荷条件的加载;Pei 等^[7]通过设计多角度的单轴拉伸微试件,实现了对推进剂试件施加拉剪混合载荷。

对于固体火箭推进剂的失效研究不仅要关注衬层界面的脱粘,还要考虑推进剂的断裂。邱欣等^[8]通过常温准静态的单轴拉伸实验,观察了推进剂/衬层粘接体系的失效过程,揭示了推进剂/衬层界面在失效过程中存在颗粒的脱湿与胶黏剂的纤维断裂两种不同的破坏过程。Lei 等^[9]通过对粘接界面进行实验和模拟其损伤演化过程,证明了推进剂/衬层界面的脱粘是由推进剂断裂引起的。因此,对于推进剂粘接试件的数值模拟,需要考虑更多的破坏形式,分析其在应力作用下的颗粒脱湿、基体破坏以及衬层界面脱粘等情况。

基于实验的细观力学数值仿真技术是分析推进剂和衬层粘接界面重要方法。固体推进剂的细观仿真建模主要是建立包括基体、含能颗粒以及氧化剂颗粒的代表性体积单元(RVE)模型,因此,模型中推进剂内部的颗粒含量^[10]以及形状大小^[11-12]对其失效亦有影

收稿日期:2025-04-09;修回日期:2025-05-22

网络出版日期:2025-06-10

基金项目:国家自然科学基金(12072184,12202257);智剑实验室(火箭军工程大学)开放基金(2024-ZJSYS-KF02-08)

作者简介:张学深(2000-),男,硕士研究生,主要从事计算机视觉和有限元仿真模拟研究。e-mail:zxs123@shu.edu.cn

通信联系人:张东升(1967-),男,教授,主要从事实验力学和光测力学研究。e-mail:donzhang@staff.shu.edu.cn

引用本文:张学深,沈肖胤,周辉,等. HTPB 推进剂粘接试件的多角度拉伸试验与数值模拟[J]. 含能材料,2025,33(8):882-891.

ZHANG Xue-shen, SHEN Xiao-yin, ZHOU Hui, et al. Multi-Angle Tensile Testing and Numerical Simulation of HTPB Propellant Bonded Specimens[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2025, 33(8):882-891.

响。同时,选择合适的本构模型也尤为重要^[13]。伍鹏等^[14]基于单向拉伸实验结果,结合分步反演和Hooke-Jeeves优化算法,建立了有限元模型,精确获取了粘接界面在混合模式下的双线型内聚力模型参数,并将其应用于粘接试件的损伤破坏数值模拟中。裴书帝等^[15]使用微CT对单轴拉伸过程中的推进剂/衬层界面进行原位扫描与重构,表征其损伤演化过程,然后将细观结构参数与损伤变量引入内聚力数值模型,得到不同加载角度下粘接界面的细观损伤演化过程。

数字图像相关方法(DIC)作为一种非接触式全场测量物体变形的方 法,通过高分辨率的双目相机和图像处理算法,获取亚像素级的位移和更高精度的变形场,已被用来研究固体火箭推进剂的失效和破坏^[16-17]。Li等^[18]为实现外载荷作用下端羟基聚丁二烯(HTPB)复合固体推进剂结构完整性和损伤演化的定量分析,对宏观矩形试件和微观试件进行了加载破坏实验,并利用DIC技术对试件感兴趣区域(ROI)的应变演化过程进行了数值分析。

综上所述,在复杂应力场的作用下,固体推进剂的失效行为表现出显著的非线性特征并且破坏形式也有所差异,其基体的破坏、颗粒的脱湿以及衬层界面的脱粘都可能发生。本研究通过力学试验与数值模拟相结合的方法,系统地分析了HTPB推进剂粘接试件在拉剪混合应力下的力学特性和损伤演化规律。在此研究的基础上,希望可以为固体推进剂在不同拉剪应力状态下的力学行为提供理论支持;为固体火箭发动机的设计优化、失效预测提供科学依据。

1 HTPB 推进剂粘接试件的力学试验

1.1 仪器与试验装置

为了实现对固体火箭推进剂粘接试件的拉伸/剪切混合加载,使用ZWICK高精度拉伸试验机结合可旋转角度的夹具开展力学试验。将双目相机系统安装在三脚架上,搭建了双目立体视觉测量系统,如图1所示。试验装置包括:ZWICK拉伸试验机、多角度夹具、双目相机、工作站和光源。其中,ZWICK试验机的规格为5 kN;工业相机的分辨率为4024×3036像素,镜头焦距为50 mm。

试验中所使用的夹具可以旋转角度,如图2所示。拉伸角度 θ 为试验机拉伸方向与试件表面法线方向之间的夹角,每种角度间隔22.5°,可以实现0°纯拉伸、90°纯剪切以及22.5°、45°和67.5°拉剪混合状态的加载。

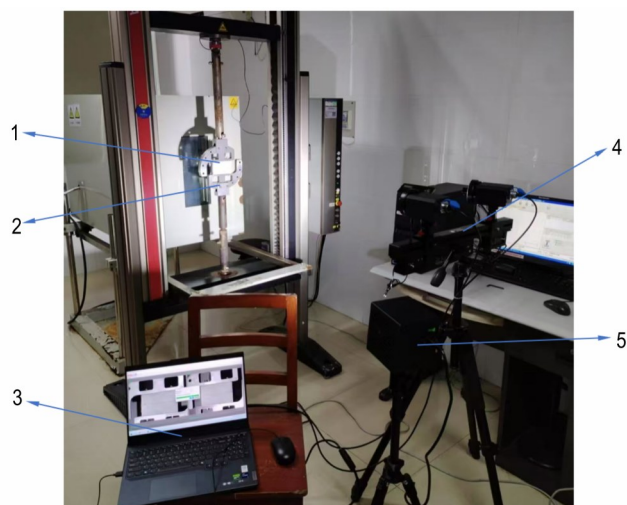


图1 双目立体视觉测量系统

1—推进剂试件,2—多角度夹具,3—工作站,4—双目相机,5—光源

Fig.1 Binocular stereo vision measurement system

1—propellant specimen, 2—multi-angle fixture, 3—workstation, 4—binocular camera, 5—light source

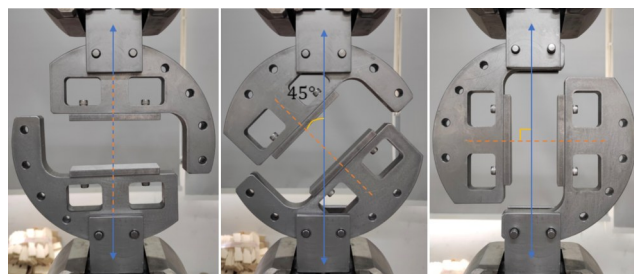


图2 可多角度旋转的夹具

Fig.2 Fixture with multi-angle rotation

1.2 试验件设计

根据QJ2038.1A-2004标准^[19],采用如图3所示的试件形式,试件包含钢板、绝热层、衬层和推进剂。

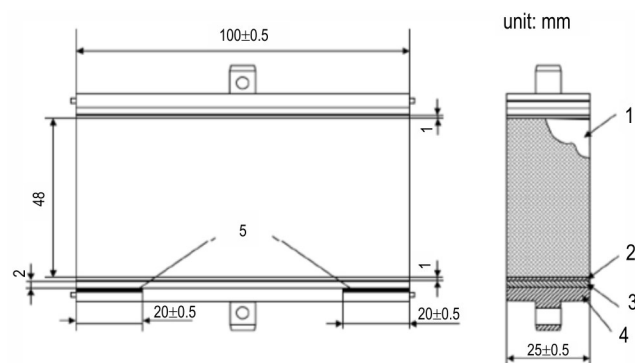


图3 固体推进剂矩形粘接试件

1—推进剂,2—衬层,3—绝热层,4—钢板,5—人工脱粘层

Fig.3 Rectangular bonded specimens of solid propellant

1—propellant, 2—liner, 3—heat insulating layer, 4—steel plate, 5—artificial debonding layer

为了模拟衬层脱粘缺陷,并缓解试件界面边缘处的应力集中程度,在同一侧的绝热层与钢板之间预制两处长度为 20 mm 的人工脱粘层。

本研究使用 DIC 方法对物体的变形进行计算,在试验开始前,保证试件表面平整,使用黑、白两种颜色的喷漆对其表面喷制散斑。喷制的散斑点大小为 3~7 个像素,每个像素在实际情况下的尺寸约为 40 μm ,散斑附着在物体或颗粒表面会跟随物体同步变形,处理后的粘接试件表面如图 4 所示。

1.3 力学拉伸试验与数字图像相关计算

为了使 DIC 计算得到的数据体现在试件表面的平面上,将左相机正对试件表面,使用稳定的光源对试件表面进行补光。首先,拍摄高精度棋盘格标定板的图片,采用张氏标定法^[20]对双目相机的内、外参进行标定;其次,为了测试粘接试件在准静态下的拉伸数据,拉伸试验机采用位移控制的方式,拉伸速率设定为 8 $\text{mm}\cdot\text{min}^{-1}$,试验机启动的同时,双目立体视觉测量系统同步以 2 fps 的频率采集固体火箭推进剂的散斑变形图像,直到试件破坏。

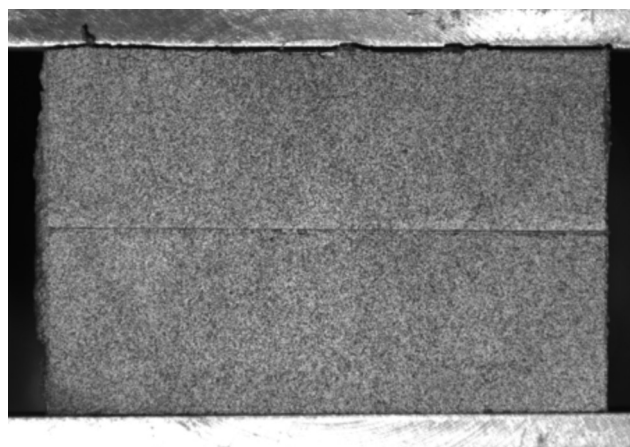


图 4 固体推进剂粘接试件表面的散斑图像

Fig.4 Speckle image on the surface of solid propellant bonded specimen

以第一帧为参考图像,对序列图像进行数字图像相关计算:经过左、右图像的立体匹配、序列图像的相关搜索以及三维坐标的重建可以得到对应时刻的位移场,立体匹配结果如图 5 所示。使用格林-拉格朗日公式^[21]计算得到应变场。结合从拉伸试验机中获取的载荷、位移、时间关系,可以获得极限载荷时对应的变形场。

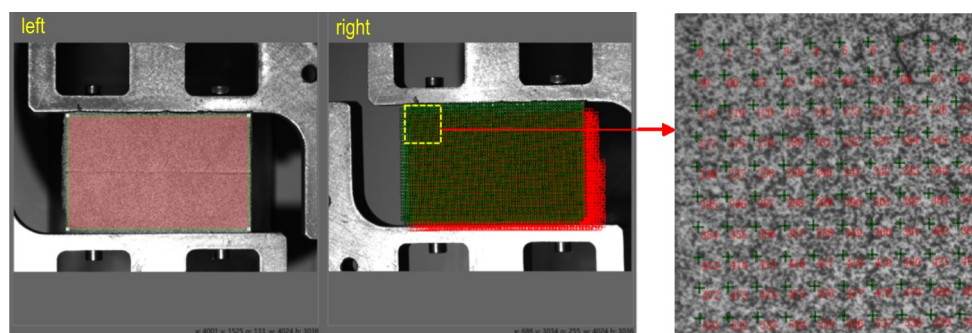


图 5 双目相机立体匹配结果

Fig.5 Stereo matching results of binocular cameras

1.4 试验结果与讨论

1.4.1 载荷-位移曲线

不同拉伸角度下固体推进剂粘接试件的载荷-位移曲线如图 6 所示。由图 6 可知,5 种拉伸角度的载荷-位移曲线都可以分为 4 个阶段:初始拉伸阶段、线性粘弹性阶段、屈服阶段和损伤演化阶段。初始拉伸阶段:由于拉伸机与夹具之间、夹具与试件之间存在一定的空隙,试件处于松弛状态,所以曲线缓慢上升;线性粘弹性阶段:经过 1 mm 左右的位移后,曲线以高斜率呈近似线性上升,此时试件内部未出现损伤;屈服阶段:当载荷达到一定值时,进入屈服阶段,试件内部开始损伤,导致试件刚度降低,曲线开始变缓上升;损伤演化阶段:当载荷达到极限时,试件内部出现裂纹,承

载能力下降,随着裂纹增长,裂纹向内部扩展延伸,直至矩形试件完全断裂。

当试件达到极限载荷时,定义此时的试件处于临界状态。对比 5 种拉伸角度曲线的极限载荷和最大位移可以看出,固体推进剂试件在拉剪混合应力状态相较于纯拉伸(0°)或纯剪切(90°)状态更容易损伤;并且在拉剪混合应力状态下,随着拉伸角度的增大会产生更大的拉伸位移,同时拉伸的极限载荷下降。

1.4.2 宏观裂纹演化

为了分析损伤演化阶段的宏观裂纹演化,对临界状态、裂纹萌生和裂纹扩展状态的试件图像进行分析,结果如图 7 所示。由图 7 可知,由于人工脱粘层的存在,试件率先从任意一侧的人工脱粘层分离;随着载荷的逐渐增

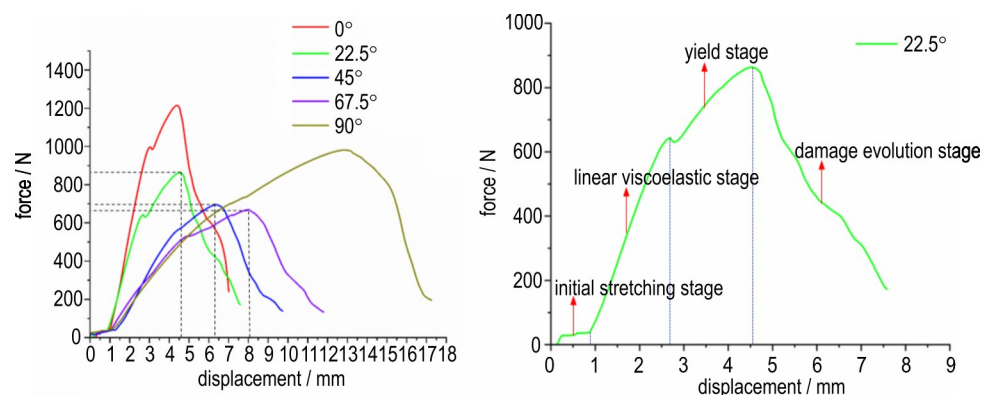


图6 不同拉伸角度的载荷-位移曲线
Fig.6 Load-displacement curves for different tensile angles

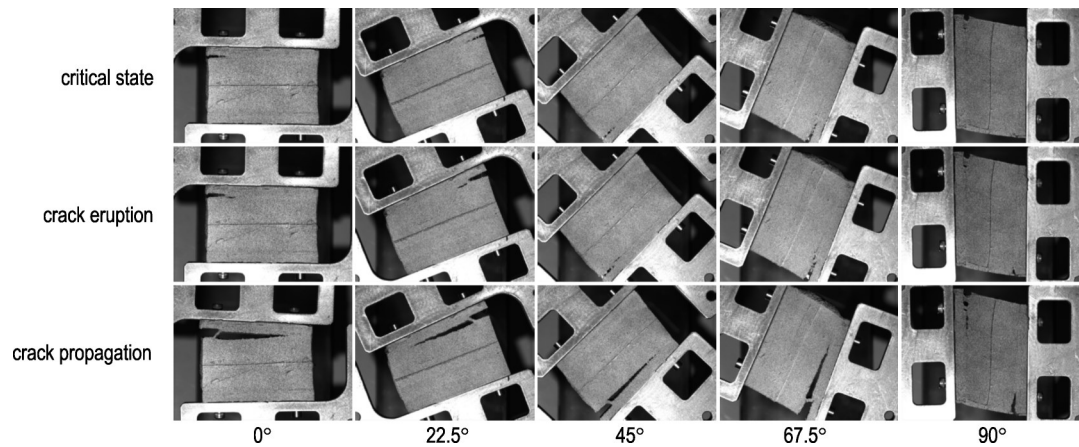


图7 不同拉伸角度的宏观裂纹演化图
Fig.7 Macroscopic crack evolution at different tensile angles

大,宏观裂纹的萌生在靠近衬层界面的推进剂内部,而非在钢板/绝热层和绝热层/衬层界面;随着拉伸位移的进一步增大,萌生的裂纹沿衬层方向呈近似直线扩展。

1.4.3 临界时刻应变场

为了进一步分析试件在临界状态的应变场,将采

集到的图像进行旋转处理,使不同拉伸角度下的试件图像保持和0°拉伸时的试件姿态一致。对垂直于脱粘层方向的正应变 ε_y 、平行于脱粘层方向的正应变 ε_x 以及剪应变 γ_{xy} 进行分析,应变场云图如图8所示。由图8可知,试件产生的裂纹表现为垂直于脱

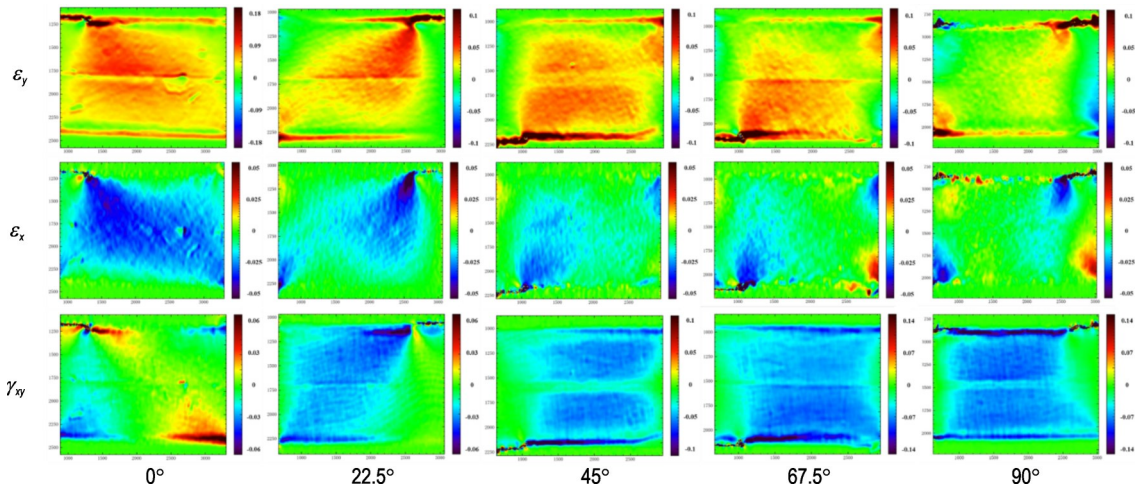


图8 试件的临界状态应变场云图
Fig.8 Cloud diagram of the strain field in the critical state of the specimen

粘层方向的分离,因此,主要考虑临界状态 ε_y 和 γ_{xy} 的应变场分析。 ε_y 和 γ_{xy} 最大的区域对应于发生分离的人工脱粘层,并且在试件的两侧都有一条位于推进剂内部并靠近衬层界面的高应变带,应变沿衬层界面向内逐渐减小;有脱粘层一侧的应变要大于没有脱粘层这一侧的应变。这为图7宏观裂纹的演化情况提供了依据,即临界状态时所测得推进剂应变较大的区域在后续的伤害演化过程中将会发展为宏观裂纹。

推进剂的应变场呈现明显的不连续性特征,由于推进剂内部的基体内部夹杂着颗粒,而基体的弹性模量远小于颗粒的弹性模量,在拉伸过程中基体的变形就会远大于颗粒,所以在推进剂内部有一些不连续的高应变点组成的区域。这也印证了推进剂内部细观结构的复杂性,需要结合微观有限元模拟进行研究分析。

2 固体推进剂粘接试件的数值模拟

2.1 细观颗粒填充模型的构建

根据固体推进剂粘接试件的结构构建有限元模型,其中包括:钢板、绝热层、衬层和推进剂(基体和颗粒)。基于文献[22]中AP颗粒的数量、尺寸与面积占比的数据,根据AP颗粒粒径大小可将其分为三级,AP-1(200~400 μm),AP-2(100~200 μm),AP-3(20~100 μm),AP颗粒在基体内部的面积占比约为52%。由于推进剂基体/颗粒界面的脱粘首先发生于大尺寸的颗粒之间^[23],而AP-3和Al颗粒的粒径较小,在有限元建模分析时可以将其看成是基体的一部分。通过Mori-Tanaka方法^[24]更改基体材料属性,实现将Al颗粒和AP-3颗粒对推进剂性能影响均匀化到基体材料中。

为了兼顾有限元计算速度和精度,使用软件DIGMAT建立颗粒随机分布的有限元模型是实际试件尺寸的1/10,而推进剂内部颗粒粒径和占比保持实际情况不变。HTPB推进剂细观结构的最小代表体元尺寸一般为最大颗粒尺寸的3~5倍^[12,25],而本模型的尺寸远大于最小要求,足以代表HTPB推进剂。由于推进剂内部颗粒不是标准的圆形,呈不规则形状,所以将模型中的AP颗粒设为椭圆状,其中,较大颗粒的长径比为1.2,约占总颗粒的1/3;较小颗粒的长径比为1.1,约占比总颗粒的2/3。建立的划分网格后的有限元细观模型如图9所示,人工脱粘层在试件模型上

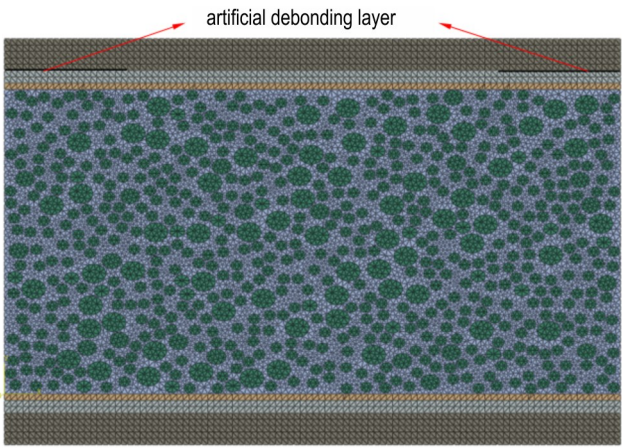


图9 固体推进剂粘接试件的细观模型及网格划分
Fig. 9 Mesoscopic model and meshing of solid propellant bonded specimen

方的钢板和绝热层之间。
为模拟实际的单轴拉伸情况,施加的边界条件为:其中一端的钢板外表面完全固定,另一端的施加对应于不同角度的位移。左、右两侧的边界没有任何约束。有限元分析采用几何非线性的显式动力分析。绝热层、衬层、基体以及AP颗粒的单元类型均为三节点平面应变单元;AP颗粒/基体界面、衬层/基体界面和基体单元界面之间的内聚力单元类型均为四节点平面粘单元,计算模型的单元类型和单元数量如表1所示。

表1 固体推进剂试件各结构的网格参数
Table 1 Grid parameters of each structure of solid propellant specimen

mesoscopic structure	unit type	number of units
steel plate	CPE3	2000
heat insulating layer	CPE3	800
liner	CPE3	406
matrix	CPE3	11414
AP particles	CPE3	7692
AP particle/matrix interface bonding unit	COH2D4	5612
matrix/liner bonding unit	COH2D4	206
matrix interface bonding unit	COH2D4	14163

2.2 细观模型参数的设置

将小颗粒溶入基体后的固体推进剂试件各组成的材料参数如表2所示^[15,26]。对于表征基体的断裂、AP颗粒/基体界面的脱湿和推进剂/衬层界面的脱粘现象,都是通过插入零厚度内聚力单元的方法实现。一个双线性内聚力模型的参数有3个,可以用初始刚度、

粘接强度和失效位移来描述。在实际加载过程中,至少存在垂直于界面方向和平行于界面方向上的载荷,界面的脱粘是在拉剪混合的应力作用下产生的。因此,根据文献[27]中的损伤演化方程,用二次名义应力以及失效位移作为界面内聚力单元损伤和失效的判据。对于固体推进剂细观界面的内聚力参数,则通过参考文献[15]中的内聚力参数数据获取,内聚力参数如表3所示。

表2 固体推进剂试件的材料参数^[15,26]

materials	elastic modulus / MPa	poisson's ratio
propellant matrix	1.2	0.495
AP particles	32447	0.143
liner	11.08	0.49
heat insulating layer	15.3	0.49
steel plate	2.1×10^5	0.33

表3 固体推进剂试件界面的内聚力参数^[15]

Table 3 Cohesion parameters at the interface of solid propellant specimens

interface	initial	bond	failure
	stiffness / $\text{MPa}\cdot\text{mm}^{-1}$	strength / MPa	displacement / mm
AP particle/matrix	100	0.5	0.02
matrix/liner	100	0.6	0.02
matrix element interface	80	0.6	0.035

2.3 模型的验证

为了验证数值模拟的准确性,通过 DIC 计算不同拉伸角度下固体推进剂试件达到临界状态时的水平位移场和竖直位移场。采用本研究建立的模型对临界状态的水平位移场和竖直位移场进行模拟。基于试验图像的 DIC 计算结果和模拟结果如图10所示。由图10可知,计算和模拟得到的位移场分布基本一致,说明数值模拟的力学参数选择是合理的。只有0°拉伸的竖直位移场(图10b)存在些许差异,分析是由于试件在力学试验安装时,试件和夹具以及夹具和试验机连接位置存在间隙,安装完成后的试件与水平状态略有偏差,导致拉伸时所受的合力不完全垂直于钢板表面,导致 DIC 测得的竖直方向的位移场并不对称。在理想的0°拉伸情况下,竖直方向的位移场应该为模拟得到的对称位移场。

2.4 模拟结果与分析

2.4.1 细观结构的损伤演化过程

为研究不同拉伸角度下的细观结构损伤演化过程,对固体推进剂试件进行了模拟,得到了失效过程的 Mises 应力云图,结果如图11所示。

当推进剂试件处于拉伸初期的人工脱粘层分离阶段时(图11a),内部细观结构没有出现损伤,AP 颗粒的应力值较高,此时主要由 AP 颗粒承担应力,因此在推进剂内部形成了沿合力方向的条状“应力带”。随着拉伸角度的增大,“应力带”现象越来越不明显,当拉伸角度为90°时,推进剂内部只受剪切载荷作用,并没有

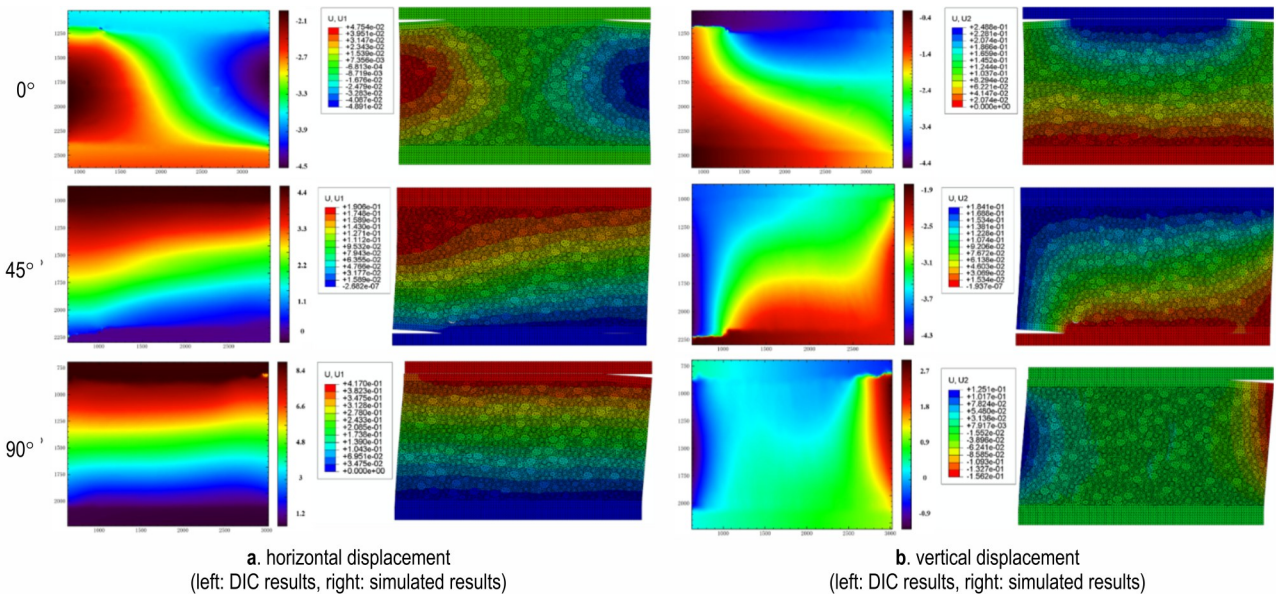


图10 临界状态时 DIC 计算和数值模拟的位移场

Fig.10 The displacement field of DIC calculation and numerical simulation in the critical state

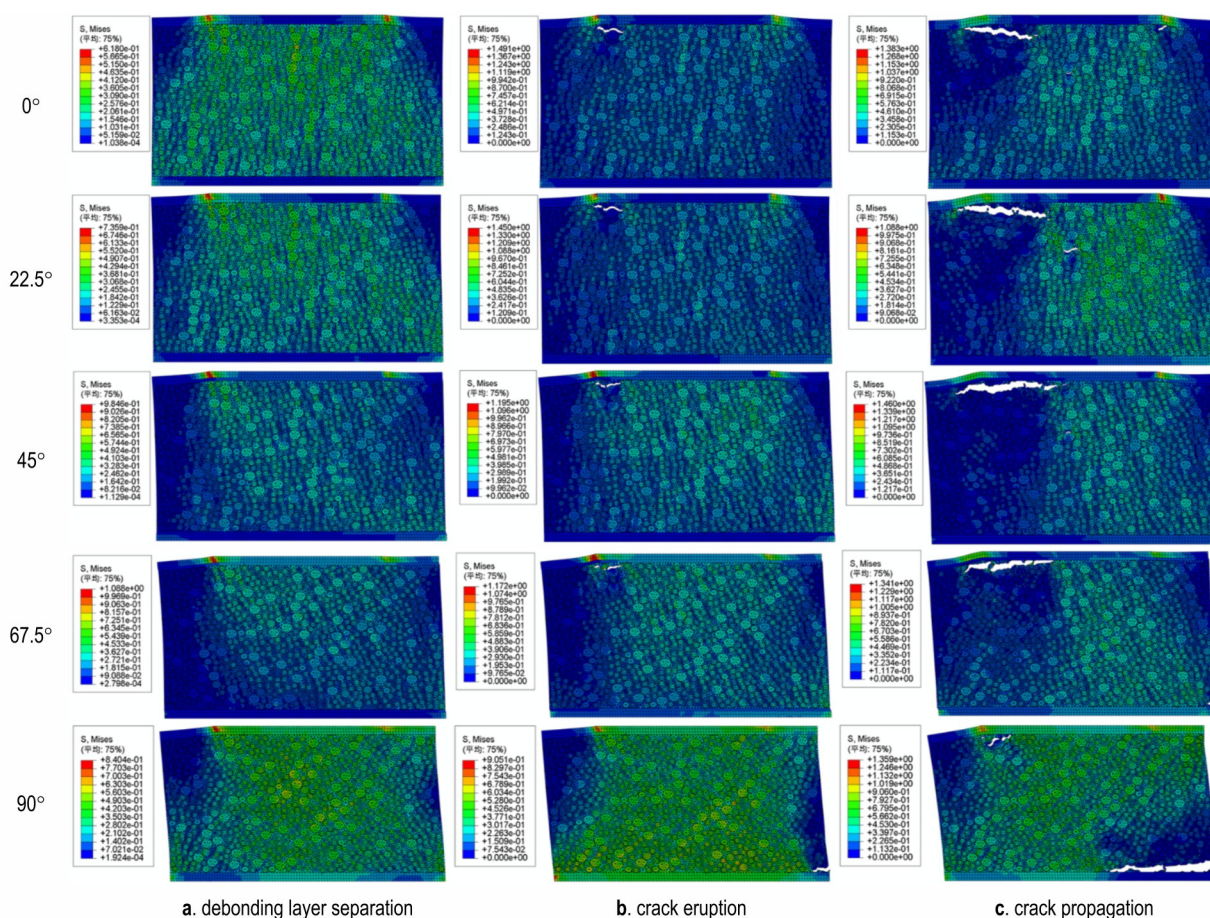


图 11 不同拉伸角度下固体推进剂细观结构损伤演化云图

Fig.11 Evolution of damage to solid propellant under different tensile angles

明显的“应力带”现象。因此,“应力带”现象的产生主要受拉伸载荷的影响。

当推进剂试件处于损伤演化初期阶段的裂纹萌生时(图 11b),在不考虑 90°纯剪切的情况下,推进剂裂纹萌生的位置为推进剂内部靠近衬层/基体界面的大颗粒附近,裂纹的产生原因为 AP 颗粒与基体界面的脱湿。由于试件在 90°纯剪切状态下没有明显的“应力带”现象,细观结构的损伤演化过程有所差异,裂纹的萌生位置是在没有人工脱粘层的一侧边缘。

当推进剂试件处于损伤演化阶段末期的裂纹扩展时(图 11c),随着拉伸位移进一步增大,5 种拉伸角度下产生的裂纹都会在萌生位置向推进剂内部延伸。但随着拉伸角度的增大,裂纹扩展的位置更靠近推进剂/衬层界面且更容易发生推进剂和衬层界面的脱粘,破坏形式也由单一的内聚破坏转变为既有内聚破坏也有界面破坏的混合破坏。

2.4.2 应力场分析

选取推进剂内部基体和颗粒作为研究对象,分

析其随位移的增加,各应力场的分布和变化发现:对于不同的拉伸角度,只有最大主应力场可以说明裂纹产生的原因。由于推进剂这种颗粒填充的复合材料,在受到剪切力的作用时,内部颗粒会重新分布,将剪切应力转变为沿着最大主应力方向的拉伸应力^[28]。因此,当内部粘接系统受到不同的载荷后,界面附近的变形会使之趋向于沿最大主应力方向拉伸状态变化^[19]。

根据数值模拟的损伤演化过程,选择裂纹萌生时的前一步未产生裂纹的状态作为裂纹临近萌生状态,此状态下的最大主应力云图如图 12 所示,5 种拉伸角度对应的最大主应力极值分别为 0.557, 0.533, 0.552, 0.543 MPa 和 0.555 MPa。分析第一主应力的最大值区域(图 12 红色圆圈),发现与后续裂纹萌生的位置一致(图 7 和图 11b),可以推断第一主应力是影响固体推进剂裂纹产生的主要因素。在此模型下,取 5 种角度裂纹临近萌生时第一主应力极值的平均值作为裂纹产生的临界值,为 0.548 MPa。

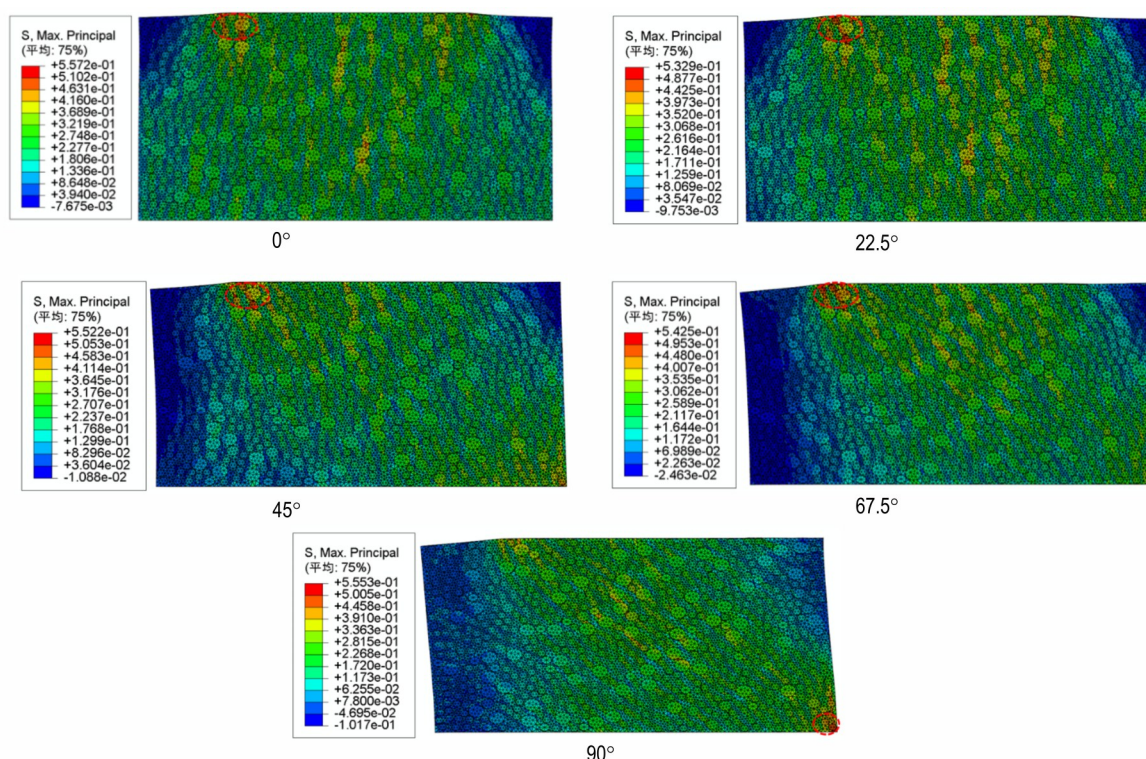


图 12 不同拉伸角度下裂纹临近萌生时的最大主应力云图

Fig.12 Diagram of the maximum principal stress of the crack near initiation at different tensile angles

3 结论

(1)通过对固体推进剂粘接试件进行的多角度力学拉伸试验结果分析,发现其在拉剪混合应力状态相较于纯拉伸(0°)或纯剪切(90°)状态更容易损伤;并且在拉剪混合应力状态下,随着拉伸角度(22.5° , 45° , 67.5°)的增大会产生更大的拉伸位移,同时拉伸最大载荷下降。

(2)利用数字图像相关法对拉剪混合应力状态下固体推进剂粘接试件临界状态的变形场分析,发现临界状态时所测得推进剂应变较大的区域在后续的损伤演化过程中将会发展为宏观裂纹;并且数值模拟结果表明,最大主应力是影响固体推进剂裂纹产生的主要因素。在此模型下,当最大主应力值大于 0.548 MPa 时会导致裂纹的产生。

(3)通过对不同角度的固体推进剂粘接试件进行有限元仿真,模拟其损伤演化的过程,发现颗粒的脱湿主要受拉伸载荷的影响,即拉伸角度越小,拉伸载荷分量越大,AP颗粒和基体之间越容易发生破坏。随着拉伸角度的增大,推进剂/衬层界面越容易发生脱粘并且裂纹扩展位置更靠近推进剂/衬层界面,破坏形式也由单一的内聚破坏逐渐转变为混合破坏。

参考文献:

- [1] WUBULIAISAN M, WU Y, HOU X, et al, A viscoelastic constitutive model considering deformation and environmental-induced damages for solid propellants[J]. *Aero-space Science and Technology*, 2023, 132: 108055.
- [2] MARTINEZ M, LÓPEZ R, RODRIGUEZ J, et al, Evaluation of the structural integrity of solid rocket propellant by means of the viscoelastic fracture mechanics approach at low and medium strain rates[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2022, 118: 103237.
- [3] LI H, WANG S, LI M, et al, Experimental research on tensile mechanical properties of NEPE propellant under confining pressure [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2020, 45 (11):1769-79.
- [4] ZHANG H, LIU M, MIAO Y, et al, Dynamic mechanical response and damage mechanism of HTPB propellant under impact loading[J]. *Materials*, 2020, 13 (13):3031.
- [5] LI H, XU J, LIU J, et al, Research on the influences of confining pressure and strain rate on NEPE propellant: Experimental assessment and constitutive model [J]. *Defence Technology*, 2020, 17 (5):1764-1774
- [6] BRESSON G, JUMEL J, SHANAHAN M, et al. Strength of adhesively bonded joints under mixed axial and shear loading [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2012, 35: 27-35.
- [7] PEI S, QIANG H, WANG X, et al, Mesoscopic failure behavior of HTPB propellant bonding interface under multi-angle pull-and-shear loading [J]. *Polymer Testing*, 2024, 132, 108365.

- [8] 邱欣,李高春,丁彪,等.基于原位拉伸的推进剂/衬层界面力学性能研究[J].推进技术,2014,35(1):115-122.
QIU Xin, LI Gao-chun, DING Biao, et al. Study on mechanical properties of propellant/liner interface based on in situ tensile testing[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 115-122.
- [9] LEI M, REN S, CHEN E, et al. Correlation between solid propellant failure and interface debonding in solid rocket motors[J]. *Polymer Testing*, 2022, 115: 107755.
- [10] WUBULIAISAN M, WU Y, HOU X, et al. Viscoelastic debonding criterion-based interface for modeling the mechanical behavior of solid propellants subjected to large deformation[J]. *European Journal of Mechanics-A/Solids*, 2023, 98: 104873.
- [11] 杨秋秋,徐胜良,蔡如琳,等.基于数字图像处理的复合固体推进剂细观损伤行为研究[J].固体火箭技术,2022,45(1):83-91.
YANG Qiu-qiu, XU Sheng-liang, CAI Ru-lin, et al. Study on mesoscopic damage behavior of composite solid propellant based on digital image processing[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2022, 45(1): 83-91.
- [12] 逯哈斗,陈雷,胡松启,等.HTPB推进剂细观损伤及载荷传递行为数值模拟[J].固体火箭技术,2023,46(6):874-885.
LU Han-dou, CHEN Lei, HU Song-qi, et al. Numerical simulation of mesoscopic damage and load transfer behavior in HTPB propellant[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2023, 46(6): 874-885.
- [13] LEI M, WANG J, CHENG J, et al. A constitutive model of the solid propellants considering the interface strength and dewetting[J]. *Composites Science and Technology*, 2020, 185: 107893.
- [14] 伍鹏,李高春,韩永恒,等.固体火箭发动机粘接界面参数识别与损伤破坏数值模拟[J].含能材料,2021,29(3):211-219.
WU Peng, LI Gao-chun, HAN Yong-heng, et al. Parameter identification of bonded interfaces and numerical simulation of damage and fracture in solid rocket motors[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2021, 29(3): 211-219.
- [15] 裴书帝,强洪夫,王学仁,等.基于细观参数的HTPB推进剂粘接界面损伤演化数值模拟[J].含能材料,2024,32(2):152-161.
PEI Shu-di, QIANG Hong-fu, WANG Xue-ren, et al. Numerical simulation of damage evolution in HTPB propellant bonded interfaces based on mesoscopic parameters[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2024, 32(2): 152-161.
- [16] MILLER T C. Damage and dilatometry for solid propellants with digital image correlation[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2019, 44(2): 234-245.
- [17] 王阳,李高春,张璇,等.基于SEM与数字图像相关方法的HTPB推进剂裂尖扩展过程分析[J].火炸药学报,2019,42(1):73-78.
WANG YANG, LI Gao-chun, ZHANG Xuan, et al. Analysis of crack tip propagation in HTPB propellant using SEM and digital image correlation[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2019, 42(1): 73-78.
- [18] LI Y, LV W, LI G, et al. Macro and micro damage analysis and parameter inversion of HTPB adhesive Interface based on DIC and FEMU[J]. *Composite Interfaces*, 2023, 30(11): 1201-1226.
- [19] 邱欣,李高春,姜爱民,等.固体推进剂矩形粘接试件的多角度拉伸试验[J].含能材料,2014,22(6):786-791.
QIU Xin, LI Gao-chun, JIANG Ai-min, et al. Multi-angle tensile testing of rectangular bonded specimens for solid propellant[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2014, 22(6): 786-791.
- [20] ZHANG Z.A flexible new technique for camera calibration[J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2000, 22(11): 1330-4.
- [21] PAN B, XIE H, GUO Z, et al. Full-field strain measurement using a two-dimensional Savitzky-Golay digital differentiator in digital image correlation[J]. *Optical Engineering*, 2007, 46(3): 033601-033601-10.
- [22] 李世奇,王广,强洪夫,等.HTPB复合固体推进剂细观结构微CT试验研究[J].火炸药学报,2021,44(3):387-393.
LI Shi-qi, WANG Guang, QIANG Hong-fu, et al. Micro-CT experimental study on mesostructure of HTPB composite solid propellant[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2021, 44(3): 387-393.
- [23] 董戈,张炜,周星,等.基于材料基因工程的AP/Al/HTPB推进剂单轴拉伸性能及脱湿过程计算[J].火炸药学报,2021,44(3):295-300.
DONG Ge, ZHANG Wei, ZHOU Xing, et al. Calculation of uniaxial tensile properties and dewetting process in AP/Al/HTPB propellant based on material genome engineering[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2021, 44(3): 295-300.
- [24] 韩佳.基于Mori-Tanaka方法的颗粒增强弹塑性基体复合材料力学特性研究[D].重庆:重庆大学,2014.
HAN Jia. Study on mechanical properties of particle-reinforced elastoplastic matrix composites based on Mori-Tanaka method[D]. Chongqing: Chongqing University, 2014.
- [25] 马昌兵.复合固体推进剂细观结构建模及其力学行为数值模拟[D].西安:第二炮兵工程学院,2011.
MA Chang-bing. Mesostructure modeling of composite solid propellants and numerical simulation of their mechanical behavior[D]. Xi'an: The Second Artillery Engineering College, 2011.
- [26] 肖云东,王玉峰,李高春,等.固体火箭发动机装药粘接界面I-II混合型内聚力模型反演研究[J].推进技术,2023,44(8):240-248.
XIAO Yun-dong, WANG Yu-feng, LI Gao-chun, et al. Inversion of I-II mixed cohesive zone model for solid rocket motor charge bonding interface[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(8): 240-248.
- [27] PEI S, QIANG H, WANG X, et al. Micromechanical behavior of HTPB propellant bonding interface under uniaxial tensile loading[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2022, 47(10): e202200106.
- [28] KUHLMANN T L, PEETERS R L, BILLS K W. Modified maximum principal stress criterion for propellant liner bond failures[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1987, 3(3): 235-240.

Multi-Angle Tensile Testing and Numerical Simulation of HTPB Propellant Bonded Specimens

ZHANG Xue-shen¹, SHEN Xiao-yin², ZHOU Hui², WANG Xue-ren³, DING Li^{1,4}, ZHANG Dong-sheng^{1,4}

(1. School of Mechanics and Engineering Science, Shanghai University, Shanghai 200444, China; 2. Shanghai Institute of Space Propulsion Technology, Shanghai 201108, China; 3. Zhijian Laboratory, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China; 4. Shanghai Institute of Aircraft Mechanics and Control, Shanghai 200092, China.)

Abstract: Improving the structural integrity of charge is of great significance for ensuring the working stability of solid rocket motor (SRM). Multi-angle tensile loading tests were carried out on the HTPB propellant bonded specimens. During the tensile process, binocular cameras combined with three-dimensional digital image correlation (DIC) methods were used to analyze the deformation field of the bonded specimens. According to the mesoscopic structure of the specimen, a mesoscopic cohesive zone model (CZM) was established and further subjected to numerical simulation analysis, based on three types of damage modes including particle dewetting, matrix fracture and debonding of the bonding interface. The damage evolution law, cracking mechanism and failure mode of the specimen under different tensile and shear stress states were explored. The test results show that the bonded specimen are more prone to damage under the tensile-shear mixed stress state. At the same time, the bearing capacity of the specimen decreases and a greater tensile displacement will occur with increasing the tensile angle. The area where the strain of the bonded specimen is relatively large at the critical state is the location where macroscopic cracks initiate. The numerical simulation results show that the first principal stress is the main factor affecting the generation of cracks in solid propellants, and when the value of the first principal stress is greater than 0.548 MPa, it will lead to the initiation of cracks. Furthermore, the smaller the stretching angle is, the easier the dewetting between the particle and matrix in the propellant is to occur. However, it is easier for the propellant/liner interface to de-bond and the crack propagation location is closer to this interface when the stretching angle increases.

Key words: propellant bonded specimen; multi-angle loading; digital image correlation (DIC); cohesive zone model (CZM); damage evolution

CLC number: TJ55; O34; V435

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2025064

Grant support: National Natural Science Foundation of China (No.12072184, 12202257); Zhijian Laboratory (Rocket Force University of Engineering) Open Fund (No. 2024-ZJSYS-KF02-08)

(责编:姜梅)