

文章编号:1006-9941(2022)08-0861-11

固体火箭发动机粘接界面蠕变损伤研究进展

李康佳,强洪夫,王哲君,王学仁,王稼祥

(火箭军工程大学导弹工程学院, 陕西 西安 710025)

摘要: 固体火箭发动机粘接界面在长期立式贮存下因蠕变效应产生损伤。本文从蠕变条件下界面损伤影响因素、界面损伤测试试验和界面损伤数值模拟3个方面综述了相关研究进展,指出了蠕变条件下粘接界面累积损伤不容忽视,总结了试验和数值模拟研究中的不足,并进行了展望。分析认为,试验研究的难点是设计合理的试验和选取有效表征损伤时效性的变量,数值模拟研究的重点是构建含损伤的蠕变型界面内聚力本构模型,以期开展贮存条件下粘接界面的性能评估研究提供一定参考。

关键词: 固体火箭发动机;粘接界面;蠕变;损伤;内聚力模型

中图分类号: TJ55; V512

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2022125

0 引言

由于可靠性高、结构简单、易于长期贮存等优点,固体火箭发动机(Solid Rocket Motor, SRM)作为导弹武器系统的动力装置,得到了广泛应用。在全寿命周期内,SRM经历固化降温、长期贮存、点火建压以及轴向过载等序贯载荷的作用,其装药结构完整性会受到影响,一定程度上会影响导弹武器的可靠性及寿命^[1-2]。在SRM服役期间,贮存占据了绝大部分时间,因此贮存期间装药结构受损伤的概率大大增加,特别是长期贮存的大型SRM,其推进剂药柱和粘接界面是典型失效部位。

针对SRM粘接界面的性能,国内外研究者已经开展了一定研究。例如,Palazotto等^[3]综述了粘接接头中粘接断裂和内聚断裂的理论研究现状,并认为SRM粘接界面断裂问题必须考虑接头材料的本构模型。周清春等^[4]从粘接机理、组分迁移、损伤测定和断裂分析等方面,对SRM粘接界面性能的研究现状进行了回

顾。庞爱民等^[5]重点从化学组成分布特征与细观物理结构方面阐述了高能固体推进剂/衬层界面的粘接机理和失效机理。甯畅等^[6]从性能失效、组分迁移、表征方法和在线监测4个方面,分析了SRM的推进剂/衬层界面贮存性能评估的重要意义。上述研究对深入认识SRM的粘接界面性能起到了重要作用,但由于粘接界面性能影响因素的复杂性以及失效模式的多样性,已开展的相关研究与实际贮存条件下的SRM结构完整性评估还有一定差距,尤其是针对长期立式贮存条件下SRM粘接界面性能的研究还比较匮乏。王鑫等^[7]研究表明长期立式贮存下SRM药柱蠕变损伤较小,应重点关注粘接界面的强度、脱粘等问题。因此,本文从蠕变条件下界面损伤影响因素、界面损伤测试试验和界面损伤数值模拟3个方面对长期立式贮存条件下SRM粘接界面损伤研究进展进行综述,并就研究中存在的不足展开讨论和分析。

1 蠕变条件下粘接界面损伤的影响因素

1.1 力学因素的影响

1.1.1 推进剂自重因素的影响

推进剂自重是影响界面蠕变的最大因素,它使界面长期承受拉剪应力。目前固体火箭发动机采用的推进剂多为复合固体推进剂,主要由高分子黏合剂、固化剂、氧化剂、燃料添加剂(铝粉等金属颗粒)和增塑剂等

收稿日期:2022-05-11;修回日期:2022-07-05

网络出版日期:2022-07-18

基金项目:国家自然科学基金资助(11772352)

作者简介:李康佳(1999-),男,硕士研究生,主要从事固体火箭发动机装药结构完整性分析研究。e-mail:1278671762@qq.com

通信联系人:王哲君(1988-),男,讲师,主要从事固体火箭发动机装药结构完整性分析研究。e-mail:qiulongzaitian@126.com

引用本文:李康佳,强洪夫,王哲君,等. 固体火箭发动机粘接界面蠕变损伤研究进展[J]. 含能材料,2022,30(8):861-871.

LI Kang-jia, QIANG Hong-fu, WANG Zhe-jun, et al. Research Progress on Bonding Interface Creep Damage in Solid Rocket Motors[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2022, 30(8):861-871.

组成,存在由粘合剂母体构成的连续相和由无机氧化剂和金属添加剂等固体颗粒组成的分散相2种相态,因此,推进剂具有粘弹性和高填充固体复合材料的特性^[8]。推进剂的静态粘弹性质之一便是蠕变,它是材料失效的重要影响因素。对于聚合物来说,当温度超过其玻璃化温度时,蠕变因速率变大导致材料变形增大;低应力水平和常温下,蠕变因聚合物组成分子链的性质和其流动性也会存在。为使发动机在立式贮存过程中免受环境因素的影响,工业部门通常将贮存条件设置为常温和恒定湿度。即便如此,推进剂还是会因自重产生蠕变效应。药柱连续的下沉变形传递至粘接界面处,使其承受载荷,长期载荷导致界面结构也产生蠕变效应。王鑫等^[9]设置了发动机立式贮存半年的工况条件,数值模拟得出长时间立式贮存后粘接结构最大应力位于前人工脱粘层根部,达到0.6 MPa。由此可见,不可忽视粘接界面所受的长期应力。

大多数情况下,可忽略固体发动机在1 g的重力加速度载荷下产生的应力应变,但大直径固体火箭发动机装药量大,长期经历1 g的加速度载荷,装药粘接界面和人工脱粘根部受到很大的拉伸和剪切应力,药柱端部界面容易发生脱粘^[10]。因此,必须重视推进剂重力长时间作用导致的粘接界面结构蠕变变形。界面蠕变改变粘合界面处的应力分布,应力随时间重新分布会降低界面结构的强度,并且倾向于引发过早的失效。此外,粘接界面蠕变引起断裂能退化,这就导致界面结构的延性变差,加速断裂发生。综上所述,长时间的拉剪应力作用于界面使其逐渐产生损伤,损伤时间累积,将使粘接界面性能退化和承载能力降低,产生裂纹以至于界面脱粘。

1.1.2 固化降温后热力学因素的影响

固化降温过程中SRM承受非均布温度载荷,固化过程是指药浆(以黏合剂为主体,添加固化剂、交联剂、氧化剂和金属粉末等组分的液态推进剂)在一定的温度和压力下,经过一定时间使推进剂中的粘合剂系统完成化学交联,形成空间网状大分子的过程^[11]。推进剂药浆固化完成后形成药柱,药柱成形后黏结在发动机壳体内壁;降温阶段通常是指药柱从58℃降至20℃的过程。温度的变化和非均匀性会影响药柱和粘接界面的性能,由于壳体、绝热层、衬层和药柱的热膨胀系数不同,导致不同部位收缩率不同,而它们相互之间又黏结在一起,药柱的变形受到壳体、绝热层的约束而产生残余热应力和热应变。由固化降温载荷下燃烧室结构的特点以及国内外公开的文献^[12, 15]可

知,在固化降温工况下,粘接界面会因为不均匀温度场作用产生残余应力,界面材料热膨胀差异引起的热应力和热应变是后续产生损伤的重要原因。

国内外针对固体火箭发动机固化降温过程的研究,主要是基于推进剂粘弹性本构方程和热传导微分方程,建立计算模型,利用有限元分析软件对固化降温过程进行数值模拟,分析装药在固化降温过程中温度场和应力应变场的分布规律,最终得到装药经历固化降温后的危险点。王锷等^[13]研究发现固化降温载荷后装药应变较大区域为人工脱粘根部和翼槽表面。徐新琦等^[16]模拟了五星型药柱固化降温过程中的应力应变瞬时响应,发现在推进剂药柱前、后部位应力应变较大,尤其是在推进剂头部有包覆层与星角过渡处。周红梅等^[17]用ABAQUS有限元软件数值模拟了翼柱型HTPB固体推进剂药柱在固化降温时应力应变的变化规律,发现前、后封头降温速率明显高于其他部位的降温速率,而前翼槽的应力明显高于其他部位。这些研究表明,在固化降温的过程中,粘接界面特别是人工脱粘根部受残余应力应变较大,人工脱粘根部出现较大应力集中,产生损伤的概率很大。如果只经历固化降温产生的载荷,界面失效的可能性较小。然而固化降温产生的残余应力贯穿发动机全寿命周期,残余应力的存在不会使界面立即表现出缺陷,但界面后续还要经受其它工作载荷,由此产生的叠加效应会使界面所受总应力超过强度极限,最终粘接界面附近推进剂会产生裂纹以致于出现界面脱粘。

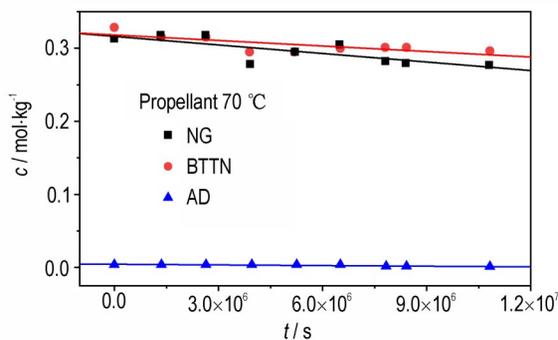
由此可见,发动机长期贮存时,加剧界面蠕变和失效的力学因素主要为推进剂自重导致界面产生的长期应力和药柱固化降温后的残余热应力。界面所受的残余应力和长期应力叠加在一起会在很大程度上损害发动机结构完整性。

1.2 化学因素的影响

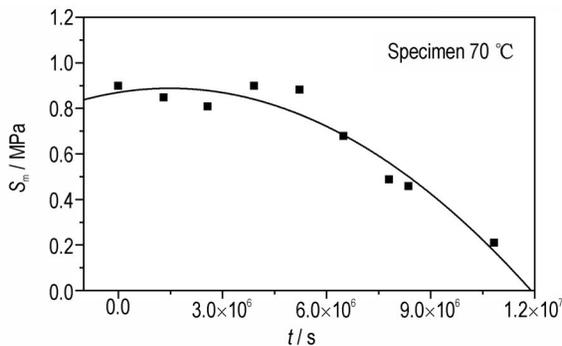
粘接界面结构的化学反应种类繁多,其中推进剂/衬层界面的反应最为复杂。固体推进剂的组成以燃烧剂和氧化剂为主,兼有改善推进剂性能的多种添加成分,如固化剂、增塑剂和化学安定剂等。贴壁浇注的固体火箭发动机推进剂必须先润湿半固化的衬层基体,让两者发生足够的化学交联反应同时固化成型,这样推进剂/衬层界面才能形成良好的粘合。推进剂和衬层均为高分子化合物材料,一些化学组分活性高,因此推进剂/衬层界面容易发生组分迁移和其他化学反应。

推进剂和衬层中的化学组分都会发生迁移,大量化学成分富集在界面附近,有研究表明^[18-20],组分迁移的主要成分为推进剂中的增塑剂,如邻苯二甲酸二

丁酯和硝酸酯(NG/BTTN)。增塑剂是一种化学上未结合的液体,这些低分子液体组分在长期贮存期间往往会逐渐通过推进剂-衬层界面扩散。Byrd等^[21]在对HTPB推进剂/衬层界面性能研究中发现,吸收增塑剂的衬层会发生膨胀,引起局部应力集中,增塑剂迁移后的推进剂硬化收缩,抵抗变形能力大幅下降,导致推进剂从衬层剥离。黄志萍等^[22]研究发现增塑剂和稳定剂的迁移导致NEPE推进剂/HTPB衬垫/EPDM绝缘材料的界面出现分解。庞爱民等^[5]研究NEPE推进剂/衬层界面时,发现硝酸酯分解迁移导致界面区域粘合剂断链降解和性能弱化。组分迁移导致界面力学性能下降,如图1所示,高温环境使增塑剂更易从推进剂迁移至衬层中,两者的粘结力下降,导致粘接界面的强度降低。NEPE推进剂活性组分多,推进剂与衬层的粘合剂体系大多不同,界面化学物理过程复杂,装药界面粘接问题更加突出,因此以NEPE推进剂为代表的高能推进剂粘接界面是今后的研究重点。综上所述,组分迁移不仅与界面材料自身的性质有关,还受到温度、湿度和时间等因素的显著影响,从本质上说,组分迁移就是



a. a cone-shaped charge for critical diameter



b. a wedge-shaped charge for critical thickness

图1 70 °C老化过程中粘结界面试样力学性能随推进剂增塑剂含量降低的变化^[23]

Fig.1 Changes of mechanical properties of bonded interface specimens with the decrease of plasticizer content in propellant during aging at 70 °C^[23]

界面老化的表现形式。组分迁移会削弱界面附近推进剂的物理性能,会使其在应力集中点开裂^[24],影响界面结合强度,导致发动机的性能出现不利。

固体火箭发动机在长期贮存时受到推进剂自重、固化降温以及组分迁移和老化等复杂载荷和因素的影响(图2),导致难以准确分析粘接界面结构的失效原因,虽然界面最终的失效模式还是强度弱化、断裂和脱粘。因此,必须认识到各影响因素产生的危害,采取有效措施改善界面性能;且最重要的是,为准确掌握固体火箭发动机粘接界面结构在长期贮存时的性能变化,须获得载荷大小、持荷时间、老化和残余应力大小等因素对界面损伤和破坏的影响规律,建立粘接界面的强度失效和断裂失效准则,得到精确的界面失效判据和评估方法模型。

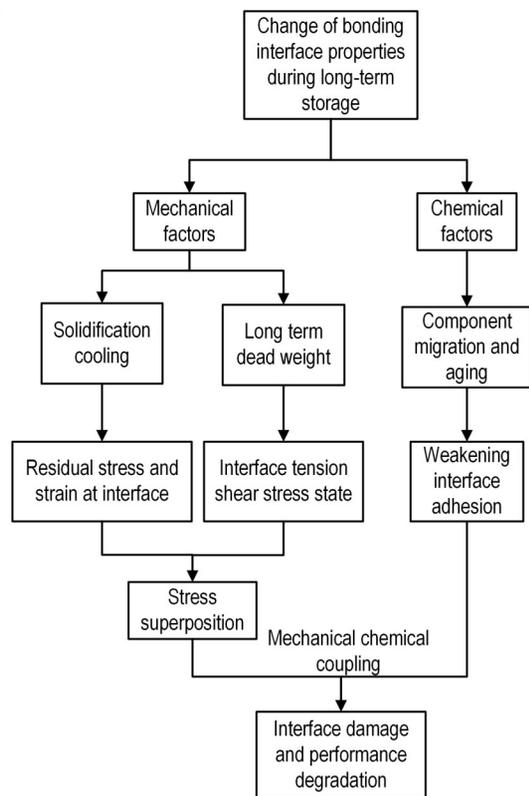


图2 贮存期间界面性能劣化因素

Fig.2 Deterioration factors of interface performance during storage

2 粘接界面蠕变损伤的试验研究

与许巍等^[25]的定义相似,固体火箭发动机粘接界面并不是指狭义的推进剂/衬层/绝热层/壳体之间的界面,而是指被粘接的界面层及其所有起连接作用的界面相,故对于发动机粘接界面来说,界面为功能梯度不

连续的三相材料连接体。在进行试验分析的时候,考虑的是整个界面结构的失效破坏,这其中尤以薄弱区域推进剂/衬层界面为主。针对固体火箭发动机装药粘接界面的试验表征,国内外研究者已经开展了界面不同部位,不同加载条件以及不同尺度下的试验研究。本文将从宏观和细观2个方面综述粘接界面蠕变损伤的试验研究。

2.1 粘接界面蠕变损伤的宏观试验研究

2.1.1 恒载试验

从工程角度看,往往是载荷而不是应力在工程应用中保持恒定。在SRM长期贮存的过程中,界面受的是恒载而非恒应力,因此开展恒定载荷下的粘接界面结构蠕变试验比恒定应力下的更具有实际参考价值。目前,对粘接界面的试验研究多采用恒定拉伸速率下的位移加载^[26-29],虽然可以深入了解不同应变率下的界面性能,但不能有效表征长期贮存时界面性能的劣化,恒载试验比恒定应变率下进行的试验更能代表固体火箭发动机贮存的实际情况。Gustavson等^[30]较早进行了恒载下粘接系统的拉伸和剥离试验,如图3所示,采用低载荷、长时间的恒载试验装置来测定

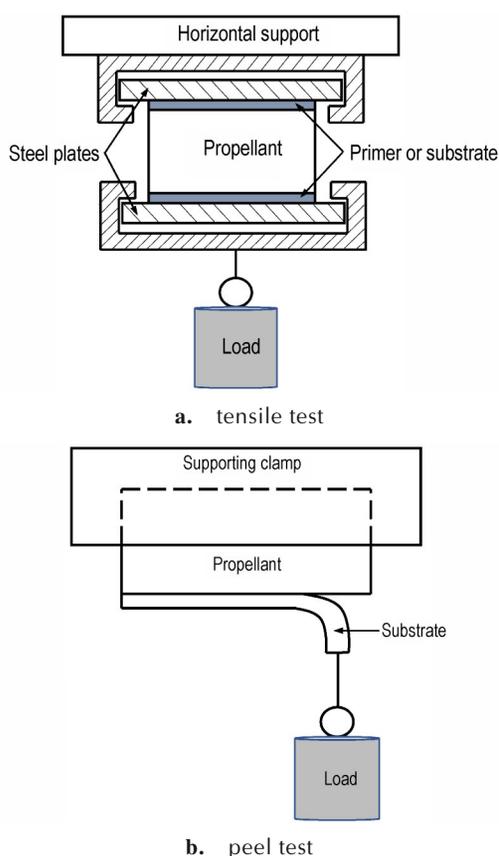


图3 界面恒载试验装置^[30]

Fig.3 Interface dead load test device

粘接界面的强度,分析表明:①低荷载下失效时间减少的原因为表观粘结强度的降低;②界面失效模式总是内聚破坏的,发生在界面附近的推进剂内;③推进剂水分含量以及硬度和表观粘结强度之间具有相关性。Bills等^[31]对推进剂-粘接系统双板试件进行了恒定载荷拉伸破坏试验,发现了失效时间随平均拉伸应力的增大而减少,通过失效时间的长短来评估发动机在储存期间的寿命。虽然以上试验可以模拟粘接界面贮存的失效过程,但是试验的时间短,不能预示长期载荷的作用。

2.1.2 形变测量试验

评判界面性能主要还是选取强度、刚度和断裂能等参数,在给定时间和载荷水平下,界面形变也可以被认为是强度、性能的损失。在粘接界面蠕变的形变测量方法上,也有研究者提出新的方法。周献刚等^[32]采用如图4所示的自制小型推进剂/衬层粘接界面试件进行界面蠕变试验,通过CCD相机测量划定观测区的变形,得出划定界面区域的蠕变-位移曲线,可以发现界面附近的推进剂变形占据了大部分位移。但其试验的有效性还有待验证,主要问题在于小型界面试件的破坏能否代表真实的发动机界面失效,以及界面位移测量区域的划定范围如何确定。崔辉如等^[33]设计了带有初始裂纹的DCSB试样,如图5所示,在试样上安装软位移计测量蠕变位移。但其试件是选用工业粘合剂、推进剂和绝缘材料自行制成,得出的试验结果能够在一定程度上反应粘弹性界面的规律,但不能反应真实的发动机界面性能变化。

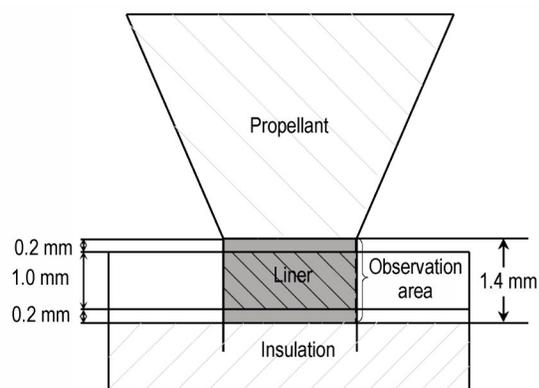


图4 自制界面蠕变变形测量区域^[32]

Fig.4 Self-made interface creep deformation measurement area

其它粘接界面的蠕变试验也可以给我们带来一些思考和借鉴,胶接接头在工业中应用广泛,由于胶粘剂通常情况下都为高聚物材料,胶接接头的蠕变不可忽

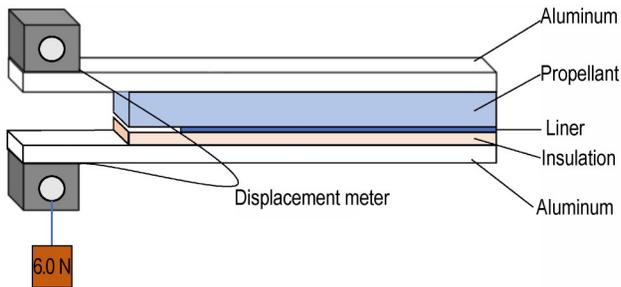


图5 DCSB试样蠕变试验的位移测量^[33]

Fig.5 Displacement measurement of DCSB specimen in creep test

视。除了失效时间外,还可以采用残余断裂能等分析界面的损伤程度。Neto等^[34]利用端缺口弯曲(ENF)试样使其经受不同的蠕变载荷和时间,然后进行准静态试验,研究了蠕变载荷和时间对粘合剂的残余II型断裂能的影响。在界面蠕变位移测量方面,Han等^[35]为了研究蠕变应力对接头老化响应的影响,将单搭接接头约束在弹簧加载夹具中,蠕变引起的接头延伸通过定期测量预压缩弹簧的位移来确定。Khabazaghdam等^[36]研究了石墨烯增强粘合剂铝-铝粘接接头的蠕变行为,通过使用连接至样品的引伸计测量单搭接接头的蠕变位移。以上试验虽然可以为固体发动机粘接界面蠕变试验提供帮助,但是要认识到它们之间的区别,以胶粘剂为黏合材料的界面,它的被粘物往往是金属等刚度较大的材料,在蠕变试验中形变总发生在胶粘剂上,便于获得界面蠕变位移。而固体火箭发动机粘接界面的材料都为具有粘弹性以及粘超弹性的软材料,粘接界面中不同材料的形变难以从试验中区分,应将推进剂/衬层/绝热层界面作为一个整体结构进行位移测量,建立一个合适的力学模型来表征界面结构蠕变特性。

从以上总结来看,要真实模拟发动机粘接界面在长期贮存时的性能变化,必须设计合理的试验和选取有效的试验参量来表征粘接界面在长期载荷下的蠕变变形和强度损失。合理的试验应满足的条件:(1)试件应该和整机界面的制造工艺保持一致;(2)加载方式满足长期贮存时的特点;(3)试件受载荷后的应力应变响应要和真实发动机界面保持一致。在试验分析方面,界面蠕变失效时间的长短、蠕变位移的大小和残余断裂能的变化等都可以表征蠕变条件下界面的损伤。

2.2 粘接界面蠕变损伤的细观试验研究

随着测试技术的发展,目前用于粘接界面结构细

观观测的工具和技术主要有光学显微镜(Optical Microscope, OM)、扫描电镜(Scanning Electron Microscope, SEM)、X光电子能谱(X-Ray Photoelectron Spectrometer, XPS)、计算机断层扫描(Computed Tomography, CT)和同步辐射光源(Synchrotron Radiation Source, SRS)等,这些高精度、高性能的实验设备和技术从细观尺度揭示了固体发动机粘接界面的损伤和破坏过程,为分析宏观力学性能提供了极大的帮助。

邱欣等^[37]采用CCD光学显微镜对小型粘接试件界面破坏进行了观测,发现AP颗粒与衬层基体之间出现的脱湿损伤,是引起界面损伤的主要原因,同时表明颗粒与衬层之间的界面能小于颗粒与基体之间的界面能。李高春等^[38-39]对丁羟推进剂/衬层粘接界面试件在拉伸过程的变形破坏过程进行了观察,并采用DICM对拉伸过程图像进行数字处理,获得了粘接界面的形变场,分析了其变形演化过程和破坏机理。结果表明DICM可以有效地分析HTPB推进剂/衬层粘接界面的形变过程。Hojo等^[40]采用扫描电镜观察了在原位加载下单纤维/树脂界面的细观损伤过程,并分析了不同加载方式下界面断裂韧性的变化,揭示了粘接界面在不同破坏模式下的破坏机理。国内一些研究者^[41-43]也对基于SEM原位拉伸的推进剂/衬层粘接界面破坏过程进行了分析,发现随着载荷增大,推进剂内部颗粒与基体出现脱湿,微孔洞逐渐增大。随着载荷进一步增加,推进剂内部微裂纹出现汇合,导致宏观裂纹的形成,界面细观损伤表现如图6所示。郭翔等^[42]采用微CT技术,开展了NEPE推进剂/衬层/绝热层界面细观结构研究,发现图像可明显区分界面各相以及各相的基体与填充物。综上所述,各种观测手段和设备都有其优点和不足,具有明显优势的是SEM和微CT,它们的分辨率可以达到纳米级,特别是其与原位加载装置结合,可以对粘接界面卸载过程中的细观结构变化进行实时原位观测,直观地看出界面结构内部细观尺度的变化,对损伤进行定性定量分析。但SEM

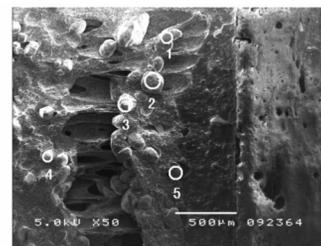


图6 35%应变下粘接界面细观损伤图^[42]

Fig.6 Meso damage diagram of bonding interface specimen at 35% strain^[42]

与微CT实现界面原位观测的加载方式只有准静态, 针对长期定载加载方式下的原位观测还没有开展, 长期观测的经济性可能是制约其开展的重要因素。

利用各种观测设备对粘接界面的细观试验分为2种, 一种是单纯观测界面结构, 获取界面在损伤或断裂后的界面信息; 另一种即是设计小型试件进行原位拉伸观测试验, 观察细观结构的变化及损伤演化规律。定性描述界面损伤已经很成熟, 但定量描述界面损伤的方法还有待提高, 且针对粘接界面蠕变作用下的细观损伤观测开展的也较少, 主要难点在于: ①蠕变时间长, 静态加载下的原位连续观测不容易实现; ②找到合适的参量准确表征损伤演化比较困难。细观试验的作用就是从不同的尺度解释说明界面性能变化的原因, 并且与宏观试验的参数和结论构效, 因此通过细观试验准确获得微细观力学参数至关重要。已有研究者^[44]采用微CT获取了推进剂在单轴拉伸不同应变下推进剂的孔隙率变化规律, 以孔隙率作为损伤参量分析了推进剂细观损伤对宏观力学性能的影响。如图7所示, 本课题组利用微CT开展了准静态拉伸下的界面原位观测试验, 也采用孔隙率表征了界面的细观损伤。

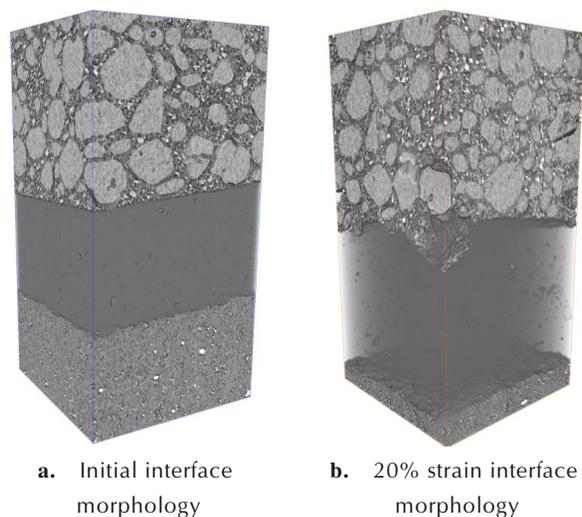


图7 粘接界面CT扫描三维重建示意图

Fig.7 Schematic diagram of CT scanning 3D reconstruction of bonding interface

3 粘接界面蠕变损伤的数值模拟研究

随着计算机性能的提升和数值算法的进步, 数值模拟方法被应用的越来越广泛, 更多表征界面力学行为的方法出现。传统的有限元模拟不能很好地表示界

面在拉伸过程中的损伤情况, 基于损伤力学的界面力学模型是研究界面性能退化失效的最常用方法, 这其中又以内聚力模型(Cohesive Zone Model, CZM)为代表。CZM能够很好地预测整个粘接界面的损伤演化以及断裂失效过程。Dugdale^[45]和Barenblatt^[46]首先提出了内聚力概念, 他们把内聚力表示为裂纹尖端张开位移的函数, 避免了线弹性力学中裂纹尖端的奇异性。后来的研究者在这些概念和框架下, 对内聚力模型进行了不断地扩充和发展。

内聚力模型方法认为在待扩展的界面裂尖前沿区域产生内聚力损伤区域, 核心是建立损伤区域界面张开位移与牵引力的关系。具体方法是将界面粘结层视为一排并列的单元, 通过牵引-分离法则定义每个单元的力学响应, 得到每个单元损伤起始和演化的形式, 通过多个单元并列进而模拟出整个界面的损伤起始和演化过程。内聚力模型中通常包含2个准则: 损伤起始准则和损伤演化准则^[47-48]。研究粘接界面蠕变的损伤特性, 损伤起始判据和损伤演化规律都是值得重视的。损伤起始准则, 即界面性能开始退化时应力或应变满足的某种条件。关于内聚力模型, ABAQUS提供四种损伤起始判据, 分别为最大应力准则、最大应变准则、二次名义应力准则和二次名义应变准则。如表1所示, 已有研究者应用以下准则作为内聚力模型中固体发动机粘接界面损伤的起始判据。

此外还有最大应变准则和二次名义应力准则作为界面损伤起始判据, 表达式分别为:

$$\max \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_{n \max}}, \frac{\langle \varepsilon_s \rangle}{\varepsilon_{s \max}} \right\} \geq 1 \quad (1)$$

$$\left\{ \frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_{n \max}} \right\}^2 + \left\{ \frac{\langle \tau_s \rangle}{\tau_{s \max}} \right\}^2 \geq 1 \quad (2)$$

采用有限元软件进行数值分析时, 现有的损伤起始判据选取比较随意, 忽略了不同加载方式忽略了不同加载方式下界面损伤起始点不同的事实, 损伤起始准则和损伤演化准则不独立, 在Oliveira等^[54]的研究中已经得到了证实, 因此需要针对相应试验的加载条件选取力学性能参数。由于SRM粘接界面组成材料具有粘弹性, 其力学性能具有温度和率相关性, 在粘接界面内聚力牵引分离法则的损伤起始判据中, 对于一般的拉伸剪切载荷来说, 4个主要的参数即界面的法向最大应力和最大应变、切向最大应力和最大应变, 可通过单轴或多轴试验获取。在界面蠕变条件下, 应力水平低于瞬态拉伸损伤起始应力, 但损伤起始应力随着蠕变

表 1 损伤判据的应用

Table 1 Application of damage criterion

Time	Researcher	Damage initiation criterion	Research contents
2021	Wu Peng, et al ^[49]	Maximum nominal stress criterion $\max \left\{ \frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_{n\max}}, \frac{ \tau_s }{\tau_{s\max}} \right\} \geq 1$	The uniaxial tensile test of standard rectangular specimens with a tensile rate of $2 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ was carried out
2018	Kuhlmann, et al ^[50]	Revised maximum principal stress criterion $\sigma_1 - \sigma_{th} = (\sigma_0 - \sigma_{th})(t_m/a_T a_p)^m$	The tensile tests under multi angle conditions were carried out with rectangular test pieces
2016	Niu Ranming, et al ^[51]	Maximum nominal stress criterion $\frac{ T_s }{T_{s\max}} \geq 1 \text{ 或 } \frac{ T_n }{T_{n\max}} \geq 1$	Shear test with tensile rate of 1 mm/min was carried out on HTPB single lap interface specimen
2014	Jiang Aimin, et al ^[52]	Quadratic nominal strain criterion $\left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_{n\max}} \right\}^2 + \left\{ \frac{\langle \varepsilon_s \rangle}{\varepsilon_{s\max}} \right\}^2 \geq 1$	The HTPB propellant / liner rectangular bonded specimens were tested under uniaxial tension at a rate of 5 mm/min
2005	Liu Fu ^[53]	Improved quadratic nominal strain criterion $\sqrt{\left(\frac{u_n^{\max}}{\delta_n} \right)^2 H(u_n) + \left(\frac{u_s^{\max}}{\delta_s} \right)^2} \geq 1$	Considering the mutual coupling of tangential and normal damage, the unit step function H is used to distinguish the different properties of the interface under normal tension and compression

应变增加而非线性减小。卞跃威等^[55]在 Drucker-Prager 屈服准则的基础上考虑蠕变应变的影响,定义了岩石损伤起始准则,该准则表示随着蠕变应变的增加损伤起始面逐渐缩小,其包含的材料参数可以通过常规三轴试验和单轴蠕变试验确定。以上研究为我们提供借鉴,可以建立应力和蠕变应变的界面损伤起始判据函数,然后编入有限元软件用户定义材料子程序中,得到界面蠕变条件下合理的损伤起始准则。损伤演化准则指的是断裂过程中材料的损伤演变规律,它由具体的界面本构关系决定。不同形式的内聚力模型对应着不同的牵引-分离法则,即损伤演化准则。Volokh^[56]利用剥离试验对双线性、抛物线、正弦和指数内聚力模型进行了定性和定量比较,发现不仅内聚强度和分离功是重要的,而且不同形状的内聚力模型在断裂模拟中表现也不尽相同。Alfano^[57]也利用了如图 8 所示的不

同内聚力本构形式对界面断裂行为的计算准确性进行了对比。对于界面具体的应力状态和破坏模式,还需要特定形式的内聚力模型进行仿真。这就需要根据加载方式和材料特性选择合适的内聚力界面本构模型。在发动机结构完整性分析方面,运用内聚力模型最早和最多的是推进剂固体颗粒/粘合剂基体界面“脱湿”的研究,采用改进的内聚力模型研究粘接界面的工作也开展了很多。陈雄等^[26]将不同拉伸速率下的界面参数拟合经验公式,代入双线性内聚力模型函数,构建了率相关的 HTPB 推进剂/衬层界面 II 型内聚力模型,但其不能表现界面的粘弹特性。周清春等^[27]建立了一种新的基于内聚力框架的双线性界面力学模型,模型中考虑了界面分离速率的影响。马晓琳^[28]采用考虑切向和法向断裂能不同的 PPR 内聚力模型对粘接界面 I 型和 II 型脱粘进行了数值仿真,认为这种模型比双线性内聚力模型更加适用于混合脱粘。伍鹏等^[49]采用混合模式下双线性内聚力模型对矩形粘接界面试件拉伸过程进行了数值模拟,获取了推进剂/衬层/绝热层界面的界面参数和损伤破坏模式。以上研究中,粘接界面的加载速度相较蠕变还是很大,改进的内聚力模型并不能准确用于表征极慢加载速率下界面的损伤演化,但可以为提供借鉴。不同的受力状态导致发动机粘接界面的强度变化以及损伤情况不一,针对粘接界面在长期贮存过程中产生的界面蠕变,采用合适的界面损伤本构十分重要。

蠕变条件下发动机粘接界面内聚力模型的构建可

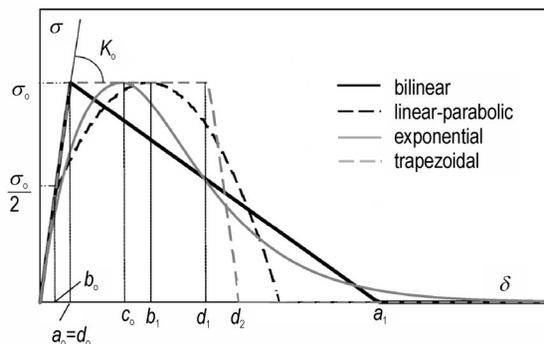


图 8 几种典型内聚力模型比较^[58]

Fig.8 Comparison of several typical cohesion models

以参考橡胶、胶粘剂等粘弹性材料界面模型。Zehsaz等^[58]通过试验得到胶粘剂的蠕变本构方程,利用有限元模拟了单搭接胶接接头的蠕变行为。这种常规的有限元方法只能得出界面处应力随时间的变化,不能直观体现界面结构蠕变的损伤演化。Musto和Alfano^[59-61]基于热力学框架提出了一种结合损伤和粘弹性的新的速率相关内聚带模型,引入了一个与能量有关的损伤变量后,CZM能很好地模拟极限慢速率下DCB试件的界面开裂。崔辉如等^[33]通过在PPR模型中引入临界位移、粘结强度和初始坡度参数等,建立了与时间和温度相关的粘弹性CZM并且用DCSB试件蠕变试验验证了模型的合理性。由于推进剂/衬层/绝热层结构体中材料行为的粘弹特性,界面性能也具有很强的时间依赖性,要准确模拟其蠕变损伤破坏过程,必须将速率效应考虑进分离模型中。有3种方法可以解决此类问题,一种是将界面参数与应变率相关联,得到率相关的内聚力本构模型,这种模型形式简单,但不能表现出界面的粘弹特性;另一种是将粘弹性本构与率无关内聚力模型相结合,将牵引分离定律直接纳入粘弹性本构。Xu等^[62-63]的工作可以为我们提供借鉴。第三种是建立含损伤的界面蠕变本构方程,Truong等^[64]建立了基于K-R蠕变损伤的内聚力本构模型,模拟了锡-硅膜界面的蠕变裂纹扩展过程。陈兴^[65]基于L-M损伤本构提出了可用于不锈钢焊接接头蠕变裂纹扩展分析的内聚力模型。以上工作是将考虑应力、时间的损伤演化函数代入Norton蠕变本构方程,进而表征出蠕变损伤的时间效应。无论采用哪种方法定义的内聚力本构模型,都要通过试验获取内聚力本构方程参数,并且在有限元软件中进行二次开发,利用内聚力模型有效准确地模拟SRM粘接界面蠕变损伤行为的方法还需要我们更深入地探讨。

4 总结与展望

尽管国内外已经对SRM粘接界面开展了包括分析模型、试验研究以及数值模拟等方面的工作,但对SRM的失效预测仍然面临挑战。首先,我们对界面失效机理和过程尚不能完全清楚,缺乏有效的理论解释界面性能变化的机理。其次,在SRM长期贮存中,界面经受的载荷复杂多样,累积损伤难以准确评估。提高发动机工作的可靠性必须解决这些难点问题。本文从蠕变条件下粘接界面损伤的影响因素、粘接界面蠕变损伤的试验研究以及粘接界面蠕变损伤的数值模拟

研究3个方面,对SRM粘接界面蠕变损伤研究进展以及当前研究中存在的不足等进行了较为详细的论述和分析,今后还应该投入更多的研究来全面认识和提高界面长期贮存的性能,需要重点研究的内容可以概括为:

(1)累积损伤研究。贮存期间各种因素对界面产生的危害是真实存在的,除了采取有效措施改善界面性能,还需获得载荷水平、老化时间和残余应力大小等因素对界面的影响规律。因此要建立贮存期间界面累积损伤评估模型,综合固化降温、老化和组分迁移以及推进剂长期自重等载荷历史,建立一种累积损伤模型来表征发动机界面在使用期间所承受的应力-时间-历史的变化,得到界面损伤程度与失效时间的关系。

(2)试验方法和分析研究。应设计合理的试验有效表征真实的界面贮存应力状态,关键在于小型试件的受力状态要近似准确地表征真实SRM的应力状态,破坏机制要一致。从不同尺度试验展开分析,都应选取合适的损伤参量表示界面结构蠕变的损伤程度,才能将试验得出的结论应用到解决实际工程问题中。

(3)界面本构模型的构建。界面本构模型主要考虑内聚力模型方法,当前内聚力模型已广泛应用于发动机粘接界面的数值模拟,但现有模型表征的都是较高拉伸速率下的界面力学响应,针对界面与时间相关的损伤破坏机制,还需建立极慢速率加载以及蠕变条件下的粘弹性界面内聚力模型,提高数值模拟的可靠性。

固体火箭发动机的广泛应用带来了一系列待研究解决的问题,最主要的便是寿命评估和延寿工作。发动机长期贮存时的性能退化往往发生在装药结构上,而粘接界面脱粘和失效又是一个核心问题。界面设计生产和应用涉及许多必须同时处理的复杂问题,将问题解耦通常是困难的,不过这些问题正通过经验技术得到解决。然而,这些解决方案不利于界面的可靠性评估或使用寿命估计,并且对新的发动机研制和粘接界面设计帮助有限,因此必须建立一套评估粘接界面性能的科学方法和体系,着力解决工程实际问题。随着对固体火箭发动机结构完整性分析的重视,以及对界面力学行为的研究深入发展,相信困扰粘接界面发展的难题都会逐步得到解决。

参考文献:

- [1] MARIMUTHU R, RAO B N. Development of efficient finite elements for structural integrity analysis of solid rocket motor propellant grains[J]. *International Journal of Pressure Vessels*

- and Piping, 2013, 111: 131-145.
- [2] RAOUF N, POURTAKDOUST S H, ABADI B A A, et al. Structural Reliability Analysis of Solid Rocket Motor with Ellipsoidal Cap [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53 (2): 389-392.
- [3] PALAZOTTO A N, BIRMAN V. Review of fracture in adhesive joints considering rocket motor application [J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1995, 32(3):538-544.
- [4] ZHOU Q C, XU J S, CHEN X, et al. Review of the Adhesively Bonded Interface in a Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Adhesion*, 2016, 92(5): 402-428.
- [5] 庞爱民, 池旭辉, 尹华丽. NEPE推进剂/衬层界面研究进展[J]. *固体火箭技术*, 2018, 41(2): 181-9+202.
- PANG Ai-min, CHI Xu-hui, YIN Hua-li. Recent advances on research of adhesive interfaces between NEPE propellants and HTPB liner[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2018, 41 (2): 181-9+202.
- [6] 甯畅, 刘向阳, 薛继明, 等. 固体火箭发动机推进剂/衬层界面贮存性能研究进展[J]. *固体火箭技术*, 2022, 45(2): 229-236.
- YI Chang, LIU Xiang-yang, XUE Ji-ming, et al. Research progress on storage properties of solid rocket motor propellant/liner interface [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2022, 45 (2): 229-236.
- [7] 王鑫, 高鸣, 伍鹏, 等. 固体推进剂药柱立式贮存的蠕变效应[J]. *火炸药学报*, 2019, 42(2): 160-168.
- WANG Xin, GAO Ming, WU Peng, et al. Research on creep effect of solid propellant grain under vertical storage [J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2019, 42 (2) : 160-168.
- [8] 侯林法. 复合固体推进剂[M].北京:宇航出版社, 1994.
- HOU Lin-fa. Composite solid propellant [M]. Beijing: Astronautic Press, 1994.
- [9] 王鑫, 赵汝岩, 王康. 立式贮存固体发动机药柱结构有限元分析[J]. *兵器装备工程学报*, 2020, 41(8):45-51+102.
- WANG Xin, ZHAO Ru-yan, WANG Kang. Structural finite element analysis of solid motor grain under vertical storage [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2020, 41 (8) : 45-51+102.
- [10] FITZGERALD J E, HUFFERD, WILLIAM L. Handbook for the Engineering Structural Analysis of Solid Propellants [R]. AD0887478:1971.
- [11] 李葆萱. 固体推进剂性能[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1990.
- LI Bao-xuan. Performance of solid propellant [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1990.
- [12] 朱智春, 蔡峨. 固体火箭发动机药柱三维温度场应力场有限元分析[J]. *推进技术*, 1997, (2): 21-26.
- ZHU Zhi-chun, CAI E. A finite element analysis of three dimensional temperature field and stress fields for solid rocket motor grain [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, (2): 21-26.
- [13] 王锟, 田维平. 固体火箭发动机前、后翼药柱三维有限元分析[J]. *推进技术*, 1997, (4): 36-41.
- WANG Kun, TIAN Wei-ping. Three-dimensional finite-element analysis for fore and aft finocyl grain of solid rocket motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, (4): 36-41.
- [14] CHYUAN S W. A study of loading history effect for thermoviscoelastic solid propellant grains [J]. *Computers & Structures*, 2000, 77(6): 735-745.
- [15] CHYUAN S W. Nonlinear thermoviscoelastic analysis of solid propellant grains subjected to temperature loading [J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2002, 38(7): 613-630.
- [16] 徐新琦, 于胜春. 固化降温过程中推进剂药柱的瞬态响应分析[J]. *固体火箭技术*, 2004, (3): 180-183.
- XU Xin-qi, YU Sheng-chun. Transient temperature and stress analysis of propellant grains during cooling process after curing [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004, (3): 180-183.
- [17] 周红梅, 李季颖, 袁嵩, 等. 固化降温过程中固体火箭发动机药柱温度场应力场分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2015, (1): 104-106.
- ZHOU Hon-gmei, LI Ji-ying, YUAN Song, et al. Temperature field and stress field analysis of SRM's grain during cooling process after curing [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2015, (1): 104-106
- [18] VENKATESAN D, SRINIVASAN M, REDDY K A, et al. The migration of plasticizer in solid propellant grains [J]. *Polymer International*, 1993, 32(4): 395-399.
- [19] KOPELOV A A, MILEKHIN YU M, ROGOZINA A A, et al. Detonation properties of ammonium nitrate/nitramine-based composite propellants [J]. *Russian Journal of Applied Chemistry*, 2018, 91(11):1890-1894.
- [20] SINGH A, RADHAKRISHNAN S, VIJAYALAKSHMI R, et al. Screening of polymer-plasticizer systems for propellant binder applications: An experimental and simulation approach [J]. *Journal of Energetic Materials*, 2019, 37(4): 365-377.
- [21] BYRD J, GUY C. Destructive effects of diffusing species in propellant bond systems [C]//proceedings of the 21st Joint Propulsion Conference, F, 1985.
- [22] 黄志萍, 刘娟吉, 徐胜良, 等. NEPE推进剂粘接界面迁移组分定性分析[J]. *固体火箭技术*, 2010, 33(5): 541-544.
- HUANG Zhi-ping, LIU Juan-ji, XU Sheng-liang, et al. Qualitative analysis of migration components in the interface of NEPE propellant [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33 (5): 541-544.
- [23] HUANG Zhi-ping, NIE Hai-ying, ZHANG Yuan-yuan, et al. Migration kinetics and mechanisms of plasticizers, stabilizers at interfaces of NEPE propellant/HTPB liner/EDPM insulation [J]. *Journal of Hazardous Materials*, 2012, 229-230 (Aug. 30): 251-257.
- [24] SUTTON G P. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets [M]. New York: John Wiley & Sons, 1992.
- [25] 许巍, 陈力, 张钱城, 等. 粘接界面力学行为及其表征[J]. *中国科学:技术科学*, 2012, 42(12): 1361-1376.
- XU Wei, CHEN Li, ZHANG Qian-cheng, et al. Mechanical behavior and characterization of bonding interface [J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2012, 42 (12): 1361-1376.
- [26] 陈雄, 钮然铭, 郑健, 等. 率相关HTPB推进剂/衬层界面II型内聚力模型[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(11): 2787-2793.
- CHEN Xiong, NIU Ran-ming, ZHENG Jian, et al. Rate-dependent cohesive zone model of the interface between HTPB propellant and insulation [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(11): 2787-2793.
- [27] 周清春. 端羟基聚丁二烯推进剂/衬层界面粘接力学特性研究 [D]. 南京:南京理工大学, 2016.
- ZHOU Qing-chun. Study on the adhesion mechanical proper-

- ties of hydroxyl-terminated polybutadiene propellant / liner interface[D]. Nanjing: Nanjing University of technology, 2016.
- [28] 马晓琳. 固体发动机粘接界面力学行为分析与试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- MA Xiao-lin. Analysis and experiment on mechanical behaviors of adhesively bonded interface in solid rocket motors[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.
- [29] 刘磊, 李金飞, 王鑫, 等. 振动载荷对推进剂/衬层粘接界面力学性能影响[J]. 舰船电子工程, 2020, 40(8): 127-9+77.
- LIU Lei, LI Jin-fei, WANG Xin, et al. Effect of vibration load on mechanical properties of propellant / liner bonding interface[J]. *Ship Electronic Engineering*, 2020, 40(8): 127-9+77.
- [30] GUSTAVSON C, GREENLEE T W, ACKLEY A W. Bonding of composite propellant in cast-in-case rocket motors[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(3): 413-418.
- [31] BILLS K W, SVOB G J, PLANCK R W, et al. A cumulative-damage concept for propellant-liner bonds in solid rocket motors[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(3): 408-412.
- [32] 周献刚, 杨明. HTPB推进剂粘接界面细观蠕变试验及本构模型研究[J]. 计算机与数字工程, 2018, 46(9): 1921-1926.
- ZHOU Xian-gang, YANG Ming. Study on meso-creep test and constitutive model of HTPB propellant adhesive interface [J]. *Computer & Digital Engineering*, 2018, 46(9): 1921-1926.
- [33] CUI H R, LI H Y, SHEN Z B. Cohesive zone model for mode-I fracture with viscoelastic sensitivity [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2019, 221: 16.
- [34] NETO R M C, AKHAVAN-SAFAR A, SAMPAIO E M, et al. Effect of creep on the mode II residual fracture energy of adhesives [J]. *Journal of Applied Polymer Science*, 2021, 138(47): 12.
- [35] HAN X, CROCOMBE A D, ANWAR S N R, et al. The strength prediction of adhesive single lap joints exposed to long term loading in a hostile environment [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2014, 55: 1-11.
- [36] KHABAZAGHDAM A, BEHJAT B, YAZDANI M, et al. Creep behaviour of a graphene-reinforced epoxy adhesively bonded joint: experimental and numerical investigation[J]. *Journal of Adhesion*, 2021, 97(13): 1189-1210.
- [37] 邱欣, 李高春, 邢耀国. HTPB推进剂与衬层界面破坏过程试验研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(1): 66-71.
- QIU Xin, LI Gao-chun, XING Yao-guo. Experimental study on failure behavior of HTPB propellant and liner interface[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(1): 66-71.
- [38] 李高春, 刘著卿, 唐波, 等. 基于数字图像相关方法的粘接界面细观破坏分析[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(3): 82-85.
- LI Gao-chun, LIU Zhu-qing, TANG Bo, et al. Investigation on adhesive interface failure using digital image correlation method [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2012, 42(3): 82-85.
- [39] 姜爱民, 李高春, 郭宇, 等. 黏接界面试件拉伸变形破坏过程的数字散斑相关方法分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1242-1248.
- JIANG Ai-min, LI Gao-chun, Guo Yu, et al. Investigation on adhesive interface specimen deformation and failure process under tension using digital speckle correlation method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(5): 1242-1248.
- [40] HOJO M, MATSUSHITA Y, TANAKA M, et al. In situ observation of interfacial crack propagation in GF/epoxy model composite using bifiber specimens in mode I and mode II loading[J]. *Composites Science and Technology*, 2008, 68(13): 2678-2689.
- [41] 杨明, 李高春, 邱欣, 等. 基于SEM原位拉伸的HTPB推进剂/衬层粘接界面破坏过程分析[J]. 含能材料, 2015, 23(6): 553-557.
- YANG Ming, LI Gao-chun, QIU Xin, et al. HTPB propellant/liner adhesive interface failure behavior based on SEM in situ tension [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2015, 23(6): 553-557.
- [42] 郭翔. NEPE推进剂/衬层界面粘结、破坏机理与力学性能调控技术研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2017.
- GUO Xiang. Investigation on bonding, failure mechanism and mechanical performance tuning of interfaces between NEPE solid propellant and liner[D]. Wuhan: Wuhan University of technology, 2017.
- [43] 李高春, 姜爱民, 黄卫东, 等. 固体火箭发动机粘接界面变形破坏的细观试验与数值模拟[J]. 火炸药学报, 2018, 41(3): 314-318.
- LI Gao-chun, JIANG Ai-min, HUANG Wei-dong, et al. Meso-experiment and numerical simulation of deformation and failure adhesive interface of solid rocket motor [J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2018, 41(3): 314-318.
- [44] 李世奇, 强洪夫, 王广, 等. 单轴拉伸下HTPB推进剂细观损伤演化实验研究[J/OL]. 推进技术: 1-7.
- LI Shi-qi, QIANG Hong-fu, WANG Guang, et al. Experimental Study on Meso-Damage Evolution of HTPB Propellant under Uniaxial Tensile Load [J/OL]. *Journal of Propulsion Technology*: 1-7.
- [45] DUGDALE D S. Yielding of steel sheets containing slits [J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 1960, 8(2): 100-104.
- [46] BARENBLATT G I. The mathematical theory of equilibrium cracks formed in brittle fracture [J]. *Advances in Applied Mechanics*, 1962, 7: 56-129.
- [47] 刘伟. 基于内聚力模型的界面破坏分析[J]. 计算机辅助工程, 2013, 22(S2): 456-460.
- LIU Wei. Interfacial failure analysis based on cohesive zone model [J]. *Computer Aided Engineering*, 2013, 22(S2): 456-460.
- [48] 何振鹏, 邓殿凯, 刘国峰, 等. 基于内聚力模型的复合材料裂纹扩展研究[J]. 复合材料科学与工程, 2022(1): 5-12.
- HE Zhen-peng, DENG Dian-kai, LIU Guo-feng, et al. Research on crack propagation of composite materials based on cohesive zone model [J]. *Composites Science and Engineering*, 2022(1): 5-12.
- [49] 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 inverse identification and damage failure process simulation of adhesive interface of solid rocket motor [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials*, 2021, 29(3): 211-219.
- [50] KUHLMANN T L, EETERS R L, ILLS K W. Modified maximum principal stress criterion for propellant liner bond failures [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1987, 3(3): 235-240.
- [51] 钮然铭, 陈雄, 周长省, 等. 基于损伤的HTPB推进剂/衬层界面内聚力法则构建[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(6): 819-823.

- NIU Ran-ming, CHE Xiong, Zhou Qing-ming, et al. Construction of HTPB propellant/insulation CZM base on damage [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(6): 819-823.
- [52] 姜爱民, 李高春, 黄卫东, 等. HTPB 推进剂/衬层粘接试件变形破坏过程试验与数值模拟 [J]. *兵工学报*, 2014, 35(10): 1619-1624.
- JIANG Ai-min, LI Gao-chun, HUANG Wei-dong, et al. Experimental and numerical simulation on deformation and debonding process of HTPB propellant/liner adhesive specimen [J]. *Acta Armamentarii*, 2014, 35(10): 1619-1624.
- [53] 刘甫. 粘弹性界面断裂与固体火箭发动机界面脱粘研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
- LIU Fu. Viscoelastic interface fracture and interface debond of solid rocket motor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.
- [54] OLIVEIRA L, DONADON M V. Delamination analysis using cohesive zone model: A discussion on traction-separation law and mixed-mode criteria [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2020, 228: 106922.
- [55] 卞跃威, 夏才初, 肖维民, 等. 考虑蠕变效应的岩石损伤起始准则 [J]. *长江科学院院报*, 2012, 29(8): 17-23.
- BIAN Yue-wei, XIA Cai-chu, XIAO Wei-min, et al. Damage initiation criterion considering the creep behavior of rock [J]. *Journal of Yangtze River Scientific Research Institute*, 2012, 29(8): 17-23.
- [56] VOLOKH K Y. Comparison between cohesive zone models [J]. *Communications in Numerical Methods in Engineering*, 2004, 20(11): 845-856.
- [57] ALFANO G. On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models [J]. *Composites Science & Technology*, 2006, 66(6): 723-730.
- [58] ZEHSAZ M, VAKILI-TAHAMI F, SAEIMI-SADIGH M A. Creep analysis of adhesively bonded single lap joint using finite element method [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2014, 28(7): 2743-2748.
- [59] MUSTO M, ALFANO G. A novel rate-dependent cohesive-zone model combining damage and visco-elasticity [J]. *Computers & Structures*, 2013, 118: 126-133.
- [60] MUSTO M, ALFANO G. A fractional rate-dependent cohesive-zone model [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2015, 103(5): 313-341.
- [61] ALFANO G, MUSTO M. Thermodynamic derivation and damage evolution for a fractional cohesive zone model [J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2017, 143(7): 10.
- [62] XU C C, SIEGMUND T, RAMANI K. Rate-dependent crack growth in adhesives-I. Modeling approach [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2003, 23(1): 9-13.
- [63] XU C C, SIEGMUND T, RAMANI K. Rate-dependent crack growth in adhesives-II. Experiments and analysis [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2003, 23(1): 15-22.
- [64] TRUONG D V, KITAMURA T. Cohesive zone model applied to creep crack initiation at an interface edge between submicron thick films [J]. *International Journal of Damage Mechanics*, 2010, 19(3): 301-319.
- [65] 陈兴. 基于内聚力模型的不锈钢钎焊接头裂纹扩展研究 [D]. 上海: 华东理工大学, 2014.
- CHEN Xing. The study on the crack propagation of stainless steel brazed joints by using cohesive zone model [D]. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2014.

Research Progress on Bonding Interface Creep Damage in Solid Rocket Motors

LI Kang-jia, QIANG Hong-fu, WANG Zhe-jun, WANG Xue-ren, WANG Jia-xiang

(School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The bonding interface of solid rocket motor will be damaged due to the creep effect from long-term vertical storage. This paper reviews the relevant research progress from three perspectives as the influencing factors of interface damage under creep condition, interface damage test, and numerical simulation of interface damage. It emphasizes that the cumulative damage of bonding interface under creep condition cannot be ignored, summarizes the shortcomings of test and numerical simulation research, and makes a prospect. According to the findings, the most difficult aspect of experimental research is devising reasonable tests and selecting variables that effectively characterize the timeliness of damage. The focus of numerical simulation research is to build a creep interface cohesion model with damage, in order to provide some reference for the performance evaluation of bonding interface under storage conditions.

Key words: solid rocket motor; bonding interface; creep; damage; cohesive zone model

CLC number: TJ55; V512

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2022125

Grant support: National Natural Science Foundation of China (No. 11772352)

(责编: 姜梅)