发动机黏接界面损伤破坏过程细观数值仿真

王哲君',强洪夫',王广',韩永恒²,陈家兴³,武锐³

(1.火箭军工程大学,西安 710025; 2.海军装备部驻北京地区军事代表局,北京 100071; 3.内蒙动力机械研究所,呼和浩特 010010)

摘要:目的 揭示拉伸加载下发动机黏接界面的损伤破坏规律,以及典型参数对该损伤破坏过程的影响规律。 方法 以建立的含预制宏观裂纹的硝酸酯增塑聚醚(NEPE)推进剂装药的黏接界面结构的细观有限元模型 为基础,开展发生推进剂内聚损伤破坏、推进剂/衬层黏接界面损伤破坏和混合型损伤破坏的数值仿真计算, 讨论不同损伤破坏形式下的裂纹扩展规律,以及推进剂基体强度、颗粒/基体黏接界面模量和强度、推进剂/ 衬层黏接界面模量和强度对损伤位置和损伤程度等的影响规律。结果 颗粒/基体黏接界面模量和强度、推进剂/ 裂纹扩展路径与预制裂纹方向一致。混合型损伤破坏包括颗粒/基体黏接界面"脱湿"、推进剂/衬层黏接界 面脱黏和推进剂基体撕裂,裂纹在推进剂/衬层黏接界面发生扩展的临界应变阈值约为 20%,颗粒/基体黏接 不面发生"脱湿"损伤及裂纹扩展的临界应变阈值约为 60%。推进剂基体强度、颗粒/基体黏接界面强度和 推进剂/衬层黏接界面强度对装药黏接界面结构损伤破坏的影响更为显著,前 2 个参数的增大均能导致发生 "脱湿"损伤的位置向推进剂/衬层黏接界面移动,黏接界面结构损伤破坏模式发生转变的临界推进剂/衬层 黏接界面强度阈值处于 0.80~1.00 MPa。结论 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构的损伤破坏形式和损伤程度 随细观结构模型材料参数的不同而发生改变。

关键词: 黏接界面结构; 损伤破坏; 细观有限元; 内聚破坏; 黏接界面脱黏; 混合型破坏 中图分类号: TJ55; V435 文献标志码: A 文章编号: 1672-9242(2024)04-0009-08 DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2024.04.002

Microscopic Numerical Simulation of the Damage Failure Process for Adhesive Interface Structure of Motors

WANG Zhejun¹, QIANG Hongfu¹, WANG Guang¹, HAN Yongheng², Chen Jiaxing³, WU Rui³

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an, 710025, China; 2. Military Representative Bureau of Naval Armament Department in Beijing Region, Beijing 100071, China; 3. Inner Mongolia Institute of Dynamical Machinery, Hohhot 010010, China)

ABSTRACT: The work aims to reveal the damage failure law of the adhesive interface structure of a motor (SRM) under tensile loading and the effect of typical parameters on the damage failure process. Based on the established micro finite element model of the adhesive interface structure for nitrate ester plasticized polyether (NEPE) propellant with prefabricated macroscopic crack, numerical simulation calculations were carried out under three forms of cohesive failure in the propellant, propel-

• 9 •

收稿日期: 2024-03-13; 修订日期: 2024-03-30

Received: 2024-03-13; Revised: 2024-03-30

基金项目:陕西省高校科协青年人才托举计划项目(20190504)

Fund: Youth Talent Promotion Plan of Shaanxi University Science and Technology Association (20190504)

引文格式:王哲君, 强洪夫, 韩永恒, 等. 固体火箭发动机黏接界面损伤破坏过程细观数值仿真[J]. 装备环境工程, 2024, 21(4): 9-16. WANG Zhejun, QIANG Hongfu, HAN Yongheng, et al. Microscopic Numerical Simulation of the Damage Failure Process for Adhesive Interface Structure of Solid Rocket Motors[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(4): 9-16.

lant/liner adhesive interface debonding, and mixed failure. Then, the crack propagation law under each form of damage and the effects of the matrix strength, particle/matrix adhesive interface modulus and strength, propellant/liner adhesive interface modulus and strength on the location and degree of damage were discussed. The "dewetting" between the filled particles and matrix was the main damage when propellant cohesive failure occurred, and the critical strain threshold for this damage was about 30%. When the propellant/liner adhesive interface debonding occurred, the crack propagation path was consistent with the direction of the prefabricated crack. The damage forms of mixed failure included the filled-particles/matrix "dewetting", propellant/liner debonding and propellant matrix tearing. The critical strain for crack propagation at the propellant/liner adhesive interface was about 20%, and the critical strain for the "dewetting" and crack propagation was about 60%. The effects of propellant matrix strength, particle/matrix adhesive interface strength, and propellant/liner adhesive interface strength on the damage failure of the adhesive interface structure were more significant. As the first two parameters increased, the location of the "dewetting" moved towards to the propellant/liner adhesive interface. At the same time, the critical strength threshold for propellant/liner adhesive interface that changed the damage failure mode of the adhesive interface structure was between 0.80 and 1.00 MPa. The damage mode and damage degree of the adhesive interface structure for NEPE propellant changes with the different material parameters of the microstructure model.

KEY WORDS: adhesive interface structure; damage failure; microscopic finite element; cohesive failure; adhesive interface debonding; mixed failure

SRM 发动机通常采用贴壁浇铸式装药技术,即 在发动机内部由内到外依次形成了推进剂/衬层黏接 界面、衬层/绝热层黏接界面和绝热层/壳体黏接界面^[1]。 上述黏接界面的黏接质量以及在不同载荷下的损伤 破坏情况对于发动机的可靠工作具有重要影响^[2-3], 因此黏接界面的损伤破坏研究一直是国内外学者关 注的重点。

针对发动机黏接界面的损伤破坏,目前主要采用 测试分析和数值仿真的手段进行研究。陈庆贵等^[4]、 Brouwer 等^[5]和 Le 等^[6]分别使用工业 CT、嵌入传感 器等技术对发动机黏接界面结构中出现的界面脱黏 损伤进行了探测,但是由于检测原理适应性、数据准 确性以及效费比等问题还未得到较好解决,因此上述 方法目前并没有得到较为广泛的推广。自 1966 年开 始, Gustavson 等^[7]、Zhou 等^[8]和 Toulemonde 等^[9]相 继提出了通过对特定构型的黏接结构试验件开展拉 伸、剪切和剥离试验,进而确定黏接强度和断裂能(或 断裂韧性、临界应变能释放率)等力学参量,最终评 判黏接结构断裂失效行为的方法,并且形成了 ASTM 和 OJ 2038.1A—2004 等测试标准^[10-11]。近年来,参 照上述标准,李高春等^[12-15]和裴书蒂等^[16]进一步开展 了多角度加载下矩形黏接试验件和微型黏接试验件 的宏观拉伸试验和细观原位观测试验,发现了黏接界 面结构存在推进剂内聚损伤破坏、推进剂/衬层黏接 界面脱黏和混合型损伤破坏等3种失效模式,分析了 加载角度对黏接界面损伤破坏曲线和损伤破坏过程 的影响规律。伍鹏等^[17]、肖云东等^[18]和 Lei 等^[19]则 应用数字图像相关技术(DIC)获得了拉伸加载过程 中试验件的变形应变场。为了突破试验测试在研究黏 接界面损伤破坏方面存在的局限,肖云东等^[18]、Guo 等^[20]、Zhou 等^[21]和李高春等^[22-24]分别提出了宏细观数值仿真的方法,并且给出了进行模型参数反演的计算流程。基于宏观仿真结果,探讨了材料参数和结构参数对黏接界面结构力学性能的影响,给出了不同加载程度下黏接界面的损伤云图。通过开展基于内聚力模型(CZM)的细观数值仿真,重点模拟了拉伸加载下黏接界面结构发生的推进剂内聚损伤破坏,并且通过与试验结果进行比对,验证了所建模型的有效性,但是针对其他损伤破坏模式的细观仿真研究,以及模型材料参数对损伤破坏的影响规律研究相对比较匮乏。

为了更全面地认识发动机黏接界面结构的损伤 破坏机理,为后续开展黏接界面结构的合理设计提供 技术支撑,本研究首先建立固体推进剂/衬层/绝热层 黏接界面结构的细观有限元模型,并且利用 CZM 模 型表征推进剂内部颗粒/基体黏接界面和推进剂/衬层 黏接界面的力学响应,通过改变模型材料参数值,以 分析黏接界面结构在不同失效模式下的损伤破坏规 律和材料参数对损伤破坏的影响规律。

1 黏接界面结构细观有限元模型

1.1 模型建立

本文采用随机颗粒填充算法及其扩展方法建立 如图 1 所示的 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构细观 有限元模型,整个模型的尺寸为 5 mm×15 mm,推进 剂高度为 2 mm,衬层高度为 1 mm,绝热层高度为 2 mm,并且在模型一侧的推进剂/衬层界面预制 4 mm 的裂纹。模型中仅包括大 AP 颗粒,体积分数为 57%, 并将颗粒模型化为圆形,而将小 AP 颗粒和 Al 粉融 入推进剂基体中。同时,模型采用自适应网格划分技 术,为提高网格质量和计算精度,对于推进剂部分, 在颗粒边界处缩小网格尺寸,而在颗粒内部使用较边 界处更大的网格尺寸,并且在推进剂内部的颗粒/基 体和推进剂/衬层 2 类黏接界面处进行网格加密。为 研究拉伸加载下黏接界面结构的损伤破坏过程,模型 底部固支,顶部施加位移载荷,并且在推进剂内部的 颗粒/基体和推进剂/衬层 2 类黏接界面处插入双线性 CZM 模型,该模型中界面法向力 τ_n 和位移分离量 δ_n 以及切向力 τ_t 和位移分离量 δ_t 的关系如图2所示。当 界面受力较小时, 黏接界面处于弹性状态, 界面力与 张开位移呈线性关系;当界面张开位移达到临界值 δ_0 时,界面应力达到最大值 σ_{max} (即界面强度)。随界 面张开位移增加,界面开始出现损伤,界面承载能力 开始下降,界面应力逐渐减小。当界面张开位移大于 最大值 $\delta_{f}($ 即失效张开位移) 时,界面不再承受力的 作用,成为自由面。



图 1 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构细观有限元模型 Fig.1 Microscopic finite element model of adhesive interface structure for NEPE propellant



图 2 双线性内聚力模型界面力-位移分量关系 Fig.2 Relationship between interface force and displacement component in bilinear cohesive force model: a) normal direction; b) tangential direction

1.2 参数设置

设置细观有限元模型中材料参数值的方法主要包括:查阅文献法、试验测试法、理论推导计算法和反演 识别法^[25]。本研究采用第1种方法,参考文献[26-31], 在对比分析不同文献中加载条件和配方组分影响的 前提下,依次确定了1.1节所建细观有限元模型中推 进剂基体的黏弹性材料参数值,推进剂内部 AP 颗粒、 衬层和绝热层的弹性材料参数值,以及推进剂内部的 颗粒/基体和推进剂/衬层2类黏接界面的 CZM 参数 值(即界面强度 σ_{max} 、弹性模量 G和失效张开位移 δ_{f}), 具体数值如表1和式(1)所示。

表	1 黏接界	阝面结构的细观有限元模 都	型材料参数值
Tab.1	Microsco	pic finite element model m	aterial parameter

values for adhesive interface structure

材料类型	$\sigma_{ m max}/MPa$	$\delta_{ m f}/ m mm$	E 或 G/MPa	v	ho/ (g·cm ⁻³)
推进剂基体	1.20		E(t)	0.495	1.80
AP 颗粒	—		32 450	0.140	1.95
衬层	—		4	0.495	0.90
绝热层	—		24	0.495	1.08
基体/AP 颗粒	0.08	0.006	15	0.495	—
推进剂/衬层	2.00	0.10	200	0.495	_

$$E(t) = 0.95 + 1.458 \ 8e^{-t/\tau_1} + 1.805 \ 2e^{-t/\tau_2} - 0.041e^{-t/\tau_3} + 0.623 \ 2e^{-t/\tau_4} - 0.333e^{-t/\tau_5} + 0.583 \ 4e^{-t/\tau_6} - 0.260e^{-t/\tau_7} + 0.352 \ 0e^{-t/\tau_8} + 0.058 \ 0e^{-t/\tau_9} + 0.214 \ 0e^{-t/\tau_{10}}$$
(1)

2 结果及分析

2.1 推进剂内聚损伤破坏数值仿真

NEPE 推进剂装药的黏接界面结构发生推进剂内 聚破坏时, 典型应变处的细观有限元数值仿真计算结 果如图 3 所示。由图 3 可知, 此模式下的损伤破坏过 程具有如下特点。

1)当应变达到10%时,由图3a可知,预制裂纹 开始被拉开,推进剂内部的填充颗粒之间相互作用, 进行应力传递。以颗粒为结点,整个模型组成一个力 的网络结构,网络路径为沿邻近颗粒之间的桥接。桥 接路径上颗粒的周向出现应力集中,而颗粒之间的基 体上的应力明显比路径上的应力值小。

2)随拉伸应变增加至 30%,推进剂/衬层黏接界 面预制的裂纹未发生扩展,而推进剂内部的颗粒/基 体黏接界面则出现分离现象(如图 3b 所示),导致传 递力的能力下降,即呈现"脱湿"损伤特性。"脱湿" 损伤裂纹的出现使得细观结构的应力应变场重新分 布,并在裂纹尖端形成较大的应力集中,同时裂纹扩 展方向并非严格与拉伸方向保持垂直,而是受到颗粒 分布的影响。此外,该阶段出现损伤的黏接界面比例 较小,且损伤程度也较低,大多数固体填充颗粒仍具 有较强的增强作用。

3)当拉伸应变进一步增加至 40%时,推进剂内部出现颗粒/基体黏接界面"脱湿"损伤的比例和程度增大,部分黏接界面甚至发生完全分离现象,而且开始出现基体微裂纹的汇聚,并形成宏观裂纹,如图3c所示。上述过程加速了周围黏接界面的损伤和失效,预制裂纹尖端基体也发生断裂,预制裂纹和基体汇聚的裂纹贯通,宏观裂纹的扩展导致黏接界面在较小应变增量时间内完全失效,直至推进剂在 60%拉伸

应变处发生断裂,整个模型失去承载能力。断裂位置 出现在靠近推进剂/衬层界面处的推进剂一侧,如图 3d 所示。

4)当拉伸加载下装药的黏接界面结构发生推进 剂内聚破坏时,推进剂内部的颗粒/基体黏接界面的 "脱湿"损伤是整个模型损伤破坏过程的最主要损伤 形式,同时伴随推进剂基体的撕裂破坏。上述损伤破 坏过程与杨明等^[13]、伍鹏等^[17]基于原位拉伸试验获 得的结果规律保持一致,表明本文所建仿真模型的有 效性。



图 3 发生推进剂内聚损伤破坏时的数值仿真计算结果 Fig.3 Numerical simulation results for propellant cohesive failure

2.2 界面损伤破坏数值仿真

以 2.1 节仿真计算模型参数为基础,减小推进剂/衬 层黏接界面强度(2.00 MPa)和失效位移值(0.10 mm) 附近的相应数值,以开展推进剂/衬层黏接界面发生 损伤破坏的细观有限元数值仿真。调整的材料参数见 表 2,其余参数与表 1 保持一致。

NEPE 推进剂装药的黏接界面结构发生推进剂/

表 2 初始模量 Tab.2 Initial modulus								
材料类型	$\sigma_{\rm max}/{ m MPa}$	$\delta_{ m f}/ m mm$	E/MPa					
推进剂/衬层	0.80	0.08	200					

衬层界面损伤破坏时,典型应变处的细观有限元数值仿 真计算结果如图4所示。由图4可知,此模式下的损伤 破坏过程具有如下特点:在整个拉伸变形过程中,裂纹 始终沿着推进剂/衬层黏接界面进行扩展,即只有该界 面单元发生失效,扩展路径与预制裂纹方向一致,并且 损伤破坏后期具有更快的裂纹扩展速度,在43%应变 时,界面发生完全脱黏破坏,整个模型失去承载能力。

2.3 混合型损伤破坏数值仿真

以 2.2 节仿真计算模型参数为基础,将表 2 中 推进剂/衬层黏接界面的强度提高至 1.00 MPa,但仍 低于表 1 中推进剂/衬层黏接界面强度,以开展 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构发生混合型损伤破坏的



图 4 发生推进剂/衬层黏接界面脱黏损伤破坏时的数值仿真计算结果 Fig.4 Numerical simulation results of debonding damage at the propellant/liner adhesive interface

细观有限元数值仿真。典型应变处的计算结果如图 5 所示,此模式下的损伤破坏过程具有如下特点:

1)当拉伸应变小于 20%时,推进剂/衬层黏接界 面处的预制裂纹在外载荷作用下由闭合状态逐渐打 开,同时在预制裂纹尖端出现应力集中,颗粒之间也 出现应力桥接现象,如图 5a 所示。

2)当拉伸应变逐渐增大至 50%时,预制裂纹一 直发生扩展,即在推进剂/衬层黏接界面出现脱开现 象,但推进剂内部颗粒/基体黏接界面始终未发生"脱 湿"损伤,仅在颗粒周向发生越来越明显的应力集中。 同时,整个模型在裂纹未扩展一侧的应力值明显大于 已经脱开一侧的应力值,推进剂/衬层黏接界面、衬 层/绝热层黏接界面两侧应力值有明显差异,如图 5b、 5c 所示。当拉伸应变继续增大至 60%时,推进剂内 部颗粒/基体黏接界面发生明显"脱湿"损伤现象, 基体撕裂裂纹发生汇聚贯通,并形成宏观裂纹,最终 导致整个模型失去承载能力而失效破坏,即整个拉伸 变形损伤破坏过程,裂纹同时在推进剂/衬层黏接界 面和推进剂内部颗粒/基体黏接界面扩展,属于典型 的混合型破坏。



图 5 发生混合型失效破坏时的数值仿真计算结果 Fig.5 Numerical simulation results for mixed failure

3 黏接界面损伤破坏影响因素分析

针对第2节出现的3类损伤破坏模式,本文重点 围绕与推进剂基体撕裂、推进剂内部颗粒/基体黏接 界面"脱湿"和推进剂/衬层黏接界面损伤破坏相关 的参数,采取控制变量法,开展 NEPE 推进剂装药的 黏接界面结构损伤破坏影响因素分析。

3.1 推进剂基体强度对损伤破坏的影响

以 2.1 节所述推进剂内聚损伤破坏数值仿真为基础,通过在推进剂基体强度 1.2 MPa 附近进行增大或减小,研究推进剂基体强度变化对上述损伤破坏过程的

影响规律,典型计算结果如图 6 所示。通过对比图 6a、 6b 和 3d(基体强度为 1.20 MPa)可知,随着推进剂基 体强度增加,推进剂内部颗粒/基体黏接界面的损伤比 例和程度增大,且发生"脱湿"损伤的位置逐渐向推进 剂/衬层黏接界面移动,并最终与预制裂纹损伤区域相 贯通,形成宏观裂纹向前扩展,导致模型失效破坏。发 生上述现象的原因是,当基体强度增大时,其不易发生 断裂失效,而在颗粒周向集中应力作用下,更易导致颗 粒/基体黏接界面发生"脱湿"损伤。当基体强度降低 时,其较容易发生断裂失效,导致断裂位置下方基体的 应力下降,不足以进一步引起相应位置处颗粒/基体黏 接界面发生"脱湿"损伤,如图 6a 所示。



图 6 不同推进剂基体强度条件下的损伤破坏数值仿真计算结果 Fig.6 Numerical simulation results of damage failure under different propellant matrix strength

3.2 推进剂黏接界面模量、强度对损伤破坏 的影响

以 2.1 节所述推进剂内聚损伤破坏数值仿真为 基础,通过在推进剂内部颗粒/基体黏接界面模量 15 MPa 和强度 0.08 MPa 附近进行增大或减小,分别 研究上述模量和强度变化对推进剂内聚损伤破坏 过程的影响规律,典型计算结果如图 7 所示。对比 图 7a、7b 和 3d(颗粒/基体黏接界面模量为 15 MPa) 可知,当推进剂内部的颗粒/基体黏接界面的模量增 大时,发生"脱湿"损伤的位置总体上不变,但损 伤比例和损伤程度明显降低。对比图 7c、7d 和 3d (颗粒/基体黏接界面强度为 0.08 MPa)可知,当推进剂内部的颗粒/基体黏接界面的强度增大时,发生

"脱湿"损伤的位置逐渐向推进剂/衬层黏接界面移动,且损伤比例和损伤程度明显降低。推进剂内部 颗粒/基体黏接界面模量和强度增大对模型损伤破 坏影响的主要原因是,2个参数数值的增大,均会提 升颗粒/基体黏接界面发生"脱湿"损伤的难度,裂 纹更易在靠近预制裂纹或者推进剂/衬层黏接界面 一侧进行扩展,因为此处颗粒周向的应力集中程度 更高。



c 强度为 0.02 MPa

d 强度为 0.10 MPa

图 7 不同推进剂颗粒/基体黏接界面模量和强度下的损伤破坏数值仿真计算结果 Fig.7 Numerical simulation results of damage failure with different particle/matrix adhesive interface modulus and strength: a) modulus at 5 MPa; b) modulus at 25 MPa; c) strength at 0.02 MPa; d) strength at 0.10 MPa

3.3 推进剂/衬层黏接界面模量、强度对损 伤破坏的影响

以 2.3 节所述混合型损伤破坏数值仿真为基础, 通过在推进剂/衬层黏接界面模量 200 MPa 和强度 0.80 MPa 附近进行增大或减小,分别研究上述模量和 强度变化对 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构损伤破 坏过程的影响规律,典型计算结果如图 8 所示。

对比图 8a、8b 和 5d(界面模量为 200 MPa)可 知,推进剂/衬层黏接界面的模量变化,对该界面发



c 强度为 0.60 MPa

d 强度为 1.40 MPa

图 8 不同推进剂/衬层黏接界面模量和强度下的损伤破坏数值仿真计算结果

Fig.8 Numerical simulation results of damage failure with different propellant/liner adhesive interface modulus and strength: a) modulus at 100 MPa; b) modulus at 300 MPa; c) strength at 0.60 MPa; d) strength at 1.40 MPa 生脱黏位置的影响较小,对预制裂纹扩展量的影响也 较小。不同模量条件下,推进剂内部也都部分存在基 体撕裂和颗粒/基体黏接界面"脱湿"损伤现象,位 置都位于模型的右端部,只是随模量增大,推进剂内 部发生裂纹汇聚、贯通的长度更长。

对比图 8c、8d、4d(界面强度为 0.80 MPa)和 5d(界面强度为 1.00 MPa)可知,当推进剂/衬层黏 接界面的强度降低时,模型发生损伤破坏的模式由混 合型向推进剂/衬层黏接界面脱黏单一型转变,即裂 纹不再向推进剂内部扩展,而且仅沿推进剂/衬层界 面前进。

综上所述,相较推进剂/衬层黏接界面模量,强 度变化对 NEPE 推进剂装药的黏接界面结构损伤破 坏的影响更为显著,存在使损伤破坏模式发生转变的 临界黏接界面强度阈值,为 0.80~1.00 MPa。

4 结论

1)当拉伸加载下 NEPE 推进剂装药的黏接界面 结构发生推进剂内聚损伤破坏时,推进剂内部的颗粒/ 基体黏接界面的"脱湿"损伤是整个模型损伤破坏过 程的最主要损伤形式,同时伴随推进剂基体的撕裂破 坏,发生"脱湿"损伤的临界应变阈值约为 30%。

2)当拉伸加载下 NEPE 推进剂装药的黏接界面 结构发生推进剂/衬层界面损伤破坏时,裂纹始终沿 着该界面进行扩展,扩展路径与预制裂纹方向一致, 且损伤破坏后期具有更快的裂纹扩展速度。

3)当拉伸加载下 NEPE 推进剂装药的黏接界面 结构发生混合型损伤破坏时,裂纹同时在推进剂/衬 层黏接界面和推进剂内部颗粒/基体黏接界面扩展, 并同时存在基体撕裂现象,多个区域的裂纹汇聚贯通 最终导致宏观失效破坏。其次,裂纹在推进剂/衬层 黏接界面发生扩展的临界应变阈值约为 20%,而推进 剂内部颗粒/基体黏接界面发生"脱湿"损伤及裂纹 扩展的临界应变阈值约为 60%。

4)提高推进剂基体的强度,以及降低推进剂内 部颗粒/基体黏接界面的模量和强度,均能增大推进 剂内部颗粒/基体黏接界面发生"脱湿"损伤的比例 和程度,而随着推进剂基体强度和推进剂内部颗粒/ 基体黏接界面强度的增大,发生"脱湿"损伤的位置 逐渐向推进剂/衬层黏接界面处移动。相较推进剂/衬 层黏接界面模量,强度变化对 NEPE 推进剂装药的黏 接界面结构损伤破坏的影响更为显著,存在使损伤破 坏模式发生转变的临界黏接界面强度阈值,为 0.80~ 1.00 MPa。

参考文献:

[1] 陈汝训.固体火箭发动机设计与研究(上)[M].北京: 宇航出版社, 1991: 415-416. CHEN Ru-xun. Design and Research of Solid Rocket Motor (the first volume)[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1991: 415-416.

- [2] NEVIERE R, TIXIER L. Fracture of Case Bonded Grains in Cold Pressurization Motors Tests[C]// Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: AIAA, 2009.
- [3] 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 K J, QIANG H F, WANG Z J, et al. Research Progress

on Bonding Interface Creep Damage in Solid Rocket Motors[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2022, 30(8): 861-871.

- [4] 陈庆贵,卢洪义,齐强,等.固体火箭发动机界面脱粘 切向 CT 检测[J].固体火箭技术,2016,39(3):347-352.
 CHEN Q G, LU H Y, QI Q, et al. Tangential CT Inspection of Interface Debonding of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(3): 347-352.
- [5] REELING BROUWER G, PFIFFER A, BANCALLARI L. Development and Deployment of Diagnostic Prognostic Tactical Solid Rocket Motor Demonstrator[C]// Proceedings of the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego: AIAA, 2011.
- [6] LE A Q, SUN L Z, MILLER T C. Health Monitoring and Diagnosis of Solid Rocket Motors with Bore Cracks[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 29(3): 299-304.
- [7] 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.
- [8] ZHOU Q C, XU J S, CHEN X, et al. Review of the Adhesively Bonded Interface in a Solid Rocket Motor[J]. The Journal of Adhesion, 2016, 92(5): 402-428.
- [9] TOULEMONDE P A, DIANI J, GILORMINI P, et al. Propellant Cohesive Fracture during the Peel Test of a Propellant/Liner Structure[J]. The Journal of Adhesion, 2018, 94(8): 657-666.
- [10] ASTM D2095, Standard Test Method for Tensile Strength of Adhesives by Means of Bar and Rod Specimens[S].
- [11] 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].
 QJ 2038.1A—2004, Test Method for Interface Bonding Strength of Solid Rocket Motor Chamber-Part 1: Unstick test for Rectangular Specimen[S].
- [12] 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 X, LI G C, JIANG A M, et al. Multi-Angle Tensile Test for Solid Propellant Rectangular Adhesive Specimens[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2014, 22(6):786-791.
- [13] 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 M, LI G C, QIU X, et al. HTPB Propellant/Liner Adhesive Interface Failure Behavior Based on SEM in Situ Tension[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2015, 23(6): 553-557.

[14] 伍鹏,李高春,韩永恒,等. 固体火箭发动机矩形粘接 试件多角度拉伸过程变形测量与破坏模式[J]. 兵工学 报, 2020, 41(11): 2234-2242.
WU P, LI G C, HAN Y H, et al. Deformation Measurement and Damage Mode of Rectangular Adhesive Speci-

men of Solid Rocket Motor during Multi-Angle Tensile Process[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(11): 2234-2242.

[15] 肖云东,王玉峰,李高春,等.固体火箭发动机装药黏接界面 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 Y D, WANG Y F, LI G C, 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.

 [16] 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 S D, QIANG H F, WANG X R, et al. Numerical

Simulation of Bonding Interface Damage Evolution of HTPB Propellant Based on Mesoscopic Parameters[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2024, 32(2): 152-161.

[17] 伍鹏,李高春,韩永恒,等. 基于 SEM 与数字图像相关的固体发动机黏接界面细观损伤过程分析[J]. 火炸药学报, 2021, 44(1): 106-112.
 WU P, LI G C, HAN Y H, et al. Analysis of

Meso-Damage Process of Solid Rocket Motor Adhesive Interface Based on SEM and Digital Image Correlation[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2021, 44(1): 106-112.

- [18] 肖云东,王玉峰,李高春,等. 基于 DIC 技术的固体火 箭发动机装药粘接界面参数反演研究[J]. 含能材料, 2022, 30(11): 1090-1098.
 XIAO Y D, WANG Y F, LI G C, et al. Parameters Inversion of Adhesive Interface of Solid Rocket Motor Based on DIC Method[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2022, 30(11): 1090-1098.
- [19] LEI M, REN S L, CHEN E H, et al. Correlation between Solid Propellant Failure and Interface Debonding in Solid Rocket Motors[J]. Polymer Testing, 2022, 115: 107755.
- [20] GUO X, ZHANG J T, ZHANG M, et al. Effects of Liner Properties on the Stress and Strain along Liner/Propellant Interface in Solid Rocket Motor[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58: 594-600.
- [21] ZHOU Q C, JU Y T, WEI Z, et al. Cohesive Zone Modeling of Propellant and Insulation Interface Debonding[J]. The Journal of Adhesion, 2014, 90(3): 230-251.
- [22] 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 P, LI G C, HAN Y H, 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.

[23] 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 G C, JIANG A M, HUANG W D, et al. Meso-Experiment and Numerical Simulation of Deformation and Failure Adhesive Interface for Solid Rocket Motor[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2018, 41(3): 314-318.

- [24] 伍鹏,李高春,钱仁军. 固体火箭发动机推进剂/衬层/ 绝热层粘接界面细观损伤过程数值模拟研究[J]. 固体 火箭技术, 2021, 44(3): 343-349.
 WU P, LI G C, QIAN R J. Numerical Simulation Study of Meso-Scale Damage Process of Solid Rocket Motor Propellant/Liner/Insulator Adhesive Interface[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(3): 343-349.
- [25] 王哲君,强洪夫,王稼祥,等.复合固体推进剂损伤行为的多尺度研究进展[J].含能材料,2024,32(4):435-464.
 WANG Z J, QIANG H F, WANG J X, et al. Multiscale Research Progress on Damage Behaviors of Composite Solid Propellants[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2024, 32(4):435-464.
- [26] 庞爱民, 吴京汉. 添加剂对 NEPE 推进剂力学性能的影响研究(I)[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(1): 35-38.
 PANG A M, WU J H. Effect of Additives on the Mechanical Property of NEPE Propellant(I)[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(1): 35-38.
- [27] 尹华丽,王玉,李东峰. HTPB/TDI 衬层与 NEPE 推进剂的界面反应机理[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(1): 63-67. YIN H L, WANG Y, LI D F. Reaction Mechanism at Interface of HTPB/TDI Liner-NEPE Propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(1): 63-67.
- [28] WRIGHT A, COX C, BHATTACHARYYA A, et al. Preliminary Characterization of Material Properties of Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB) Solid Propellant[C]// Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2003.
- [29] 职世君.固体火箭发动机粘弹性药柱裂纹分析[D].南京:南京理工大学,2009.
 ZHI S J. Crack Analysis of Viscoelastic Grain of Solid Rocket Motor[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [30] 杜建科,朱祖念,张善祁,等.固体发动机药柱损伤黏 弹性有限元分析[J].固体火箭技术,2001,24(1):2-6.
 DU J K, ZHU Z N, ZHANG S Q, et al. A Finite Element Analysis of Viscoelasticity for SRM Grain with Damages[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(1): 2-6.
- [31] 王贵军,周涛,吴艳青,等.固体发动机药柱低温点火 开裂失效的跨尺度分析[J]. 含能材料, 2024, 32(2): 142-151.
 WANG G J, ZHOU T, WU Y Q, et al. Cross-Scale Analysis of Low Temperature Ignition Cracking Failure of Solid Rocket Motor Grain[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2024, 32(2): 142-151.