立贮固体发动机黏接界面剪切破坏风险研究

周坤林[1,2]，陈家兴[3]，樊自建[1,2*]，申志彬[1,2]

（1.国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073；2.空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室，长沙 410073；3.内蒙动力机械研究所，呼和浩特 010010）

摘要：目的 评估长期立贮固体发动机黏接界面因剪切变形导致破坏的风险。**方法** 对固体发动机黏接界面剪切试件进行高温加速老化，而后对老化剪切试样进行定速拉伸剪切试验，依据剪切试验结果，总结固体发动机黏接界面力学性能的老化规律。基于 Arrhenius 方程外推得到固体发动机黏接界面考虑老化的剪切变形破坏判据，采用该破坏判据对立式贮存 15 a 的某型固体发动机黏接界面因剪切变形发生破坏的风险进行评估。**结果** 黏接界面在经过 15 a 的老化后，其最大剪切变形为 0.792 6 rad，比初始性能下降 5.31%。选定某型固体发动机进行长期立贮工况计算，仿真计算结果显示，该固体发动机立贮 15 s 时，黏接界面危险点处的切向应变值 0.463 3 rad。该值小于老化 15 a 后黏接界面剪切变形破坏起始点，即该发动机在立式贮存 15 a 后，界面剪切变形程度未达到破坏阈值。**结论** 该破坏判据能够较为直观地对长期立式贮存固体发动机黏接界面因剪切变形发生破坏的风险进行评估，可为长期贮存固体发动机黏接界面结构完整性评估提供借鉴参考。

关键词：固体发动机；长期贮存；高温加速；界面老化；剪切破坏；结构完整性评估

中图分类号：V435 **文献标志码：**A **文章编号：**1672-9242(2024)04-0017-07

DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2024.04.003

Risk of Shear Failure at the Adhesive Interface of a Vertical Storage Solid Engine

ZHOU Kunlin[1,2], *CHEN Jiaxing*[3], *FAN Zijian*[1,2*], *SHEN Zhibin*[1,2]

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, Changsha 410073, China;
3. Inner Mongolia Power Machinery Research Institute, Hohhot 010010, China)

ABSTRACT: The work aims to evaluate the risk of damage caused by shear deformation at the adhesive interface of long-term vertical storage solid engines. High temperature accelerated aging was performed on the shear specimens at the adhesive interface of solid engines, followed by constant speed tensile shear tests on the aged shear specimens. Based on the shear test results, the aging law of mechanical properties of the adhesive interface of solid engines was summarized. Based on the Arrhenius equation extrapolation, a shear deformation failure criterion considering aging at the adhesive interface of solid engines was obtained. This failure criterion was used to evaluate the risk of damage to the adhesive interface of a certain type of solid engine

收稿日期：2024-02-26；**修订日期：**2024-04-01

Received：2024-02-26；**Revised：**2024-04-01

基金项目：国家自然科学基金（12372203）

Fund：National Natural Science Foundation of China (12372203)

引文格式：周坤林，陈家兴，樊自建，等. 立贮固体发动机黏接界面剪切破坏风险研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(4): 17-23.

ZHOU Kunlin, CHEN Jiaxing, FAN Zijian, et al. Risk of Shear Failure at the Adhesive Interface of a Vertical Storage Solid Engine[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(4): 17-23.

*通信作者（Corresponding author）

stored vertically for 15 years due to shear deformation. After 15 years of aging, the maximum shear deformation of the adhesive interface was 0.792 6 rad, which was 5.31% lower than the initial performance. A certain type of solid engine was selected for long-term vertical storage condition calculation, and the simulation results showed that the tangential strain value at the hazardous point of the adhesive interface of the solid engine after 15 years of vertical storage was 0.463 3 rad. This value was less than the starting point of shear deformation and failure of the adhesive interface after 15 years of aging, indicating that the degree of interface shear deformation of the engine did not reach the failure threshold. This failure criterion can intuitively evaluate the risk of damage to the adhesive interface of long-term vertical storage solid engines due to shear deformation, providing reference for the structural integrity assessment of the adhesive interface of long-term storage solid engines.

KEY WORDS: solid engines; long-term storage; high temperature acceleration; interface aging; shear failure; structural integrity assessment

固体发动机药柱与壳体之间的黏接界面包括推进剂与衬层界面、衬层与绝热层界面以及绝热层与壳体界面等。据相关统计，国外固体发动机点火发射失败事故中近 1/3 是由于发动机界面损伤破坏所引起[1]，因此黏接界面作为发动机结构完整性的薄弱环节之一，其损伤相关研究持续受到关注[2-4]。立贮状态下黏接界面在重力作用下将会产生更大的切应力。相关研究表明，黏接界面的性能受环境载荷及加载历史影响较大[5-6]，因此如何评估长期立贮发动机黏接界面性能变化成为发动机贮存寿命预估的一个关键问题[7]。

国内外学者在固体发动机黏接界面性能变化方面进行了一些研究。Burton[8]通过在发动机黏接界面中埋入传感器的方式，研究了发动机界面力学性能与温度的关系，受限于传感器精度，所得试验结果误差较大。为此，许多研究者[9-15]采用热扫描红外、超声探测、图像识别等无损检测技术对固体发动机黏接界面性能进行了检测。陈科等[16]利用有限元分析的方法对比分析了有无损伤的黏接界面在立式贮存过程中各种工况下的应力特性，发现在立式贮存条件下，推进剂药柱靠近人工脱黏层的部位更容易损伤。张波等[17-18]通过开展黏接界面振动试验，分析了受振动载荷影响的立式贮存发动机黏接界面损伤发生的演化规律。上述关于固体发动机黏接界面立式贮存期间力学性能的研究并未考虑到老化因素对黏接界面力学性能的影响，事实上，随着贮存时间的延长，一些位于界面两侧的化学物质（如增塑剂、催化剂等）会发生迁移现象，这会影响界面的黏接强度和界面两侧材料的力学性能[19-22]，进而导致结构的力学性能下降。同时，组分迁移现象受温度和时间的影响，温度越高，组分迁移的速率越快[23]，所以可以采用高温环境来加速固体发动机黏接界面的老化。

本文设计并实施了发动机黏接界面剪切试件性能高温加速老化试验，基于试验数据分析得出了考虑老化因素影响的黏接界面剪切破坏判据模型，并据此对某型立式贮存 15 a 固体发动机黏接界面的剪切变形程度与结构脱黏风险进行评估。该方法可为发动机的长期立式贮存相关研究和应用提供参考。

1 固体发动机黏接界面剪切试样老化试验

1.1 黏接界面试样

试验采用平面搭接剪切试样[24]，如图 1 所示。其中，推进剂为丁羟推进剂，衬层材料与推进剂相似，绝热层材料为丁腈橡胶，壳体材料为铸铁。在 2 个金属件交叠部分制作黏接界面，界面为对称布局，由外到内依次为壳体、绝热层、衬层、推进剂。

1.2 高温加速老化方案

本次试验参考 QJ 2328A—2005《复合固体推进剂高温加速老化试验方法》，将界面剪切试样分别在不同的温度下进行老化，界面剪切试样放置方式如图 2 所示。老化温度分别为 40、50、60、70 ℃，按照高温时间间隔短、低温时间间隔长的原则进行取样。取样后，在 25 ℃条件下进行拉伸速率为 50 mm/min 的剪切破坏试验。

在试验过程中，实时采集力-位移信息。对采集的数据进行进一步处理，获得黏接界面剪切定速破坏过程中的应力-应变曲线。其中，应力由式（1）进行计算。

$$\tau = \frac{F}{B \cdot A} \tag{1}$$

式中：F 为剪切载荷；A 为黏接界面宽度；B 试样界面长度。

黏接界面由推进剂、衬层、绝热层以及壳体等多层材料组成，每层材料的力学性能均存在一定差异。在试验数据处理中，将试样的推进剂、衬层和绝热层这 3 层厚度之和视为整个界面厚度 d，将拉伸变形量 Δx 与界面厚度 d 之比的反正切值作为剪切应变，如图 3 和式（2）所示。

$$\gamma = \arctan\left(\frac{\Delta x}{d}\right) \tag{2}$$

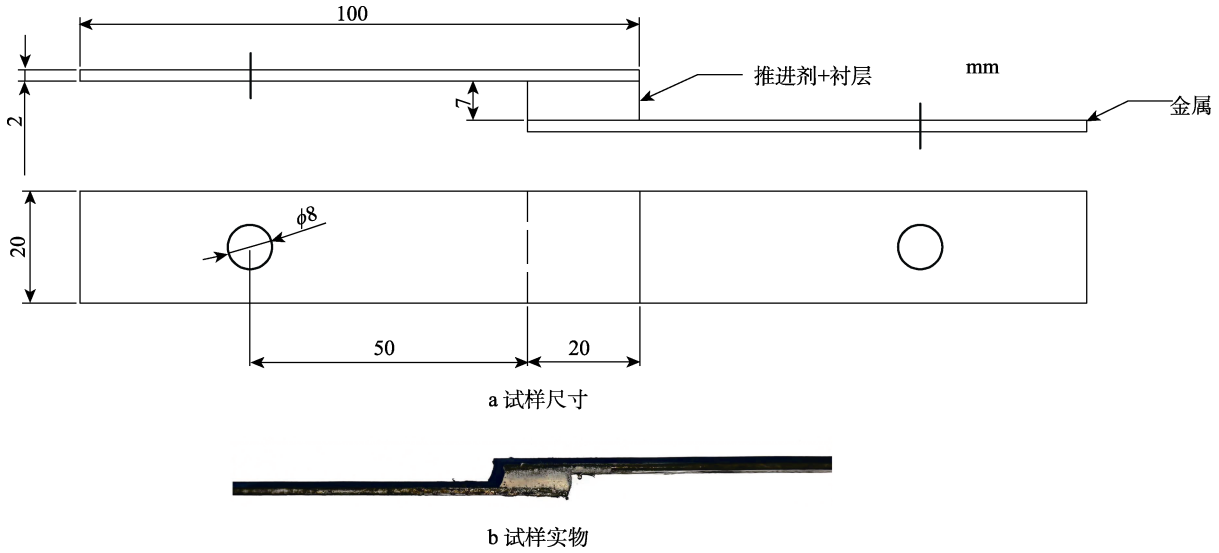

图 1　固体发动机黏接界面剪切试样

Fig.1 Shear specimen of solid engine adhesive interface: a) specimen size; b) physical specimen

图 2　界面试件高温加速老化试验放置

Fig.2 Placement of interface specimens for high temperature accelerated aging test

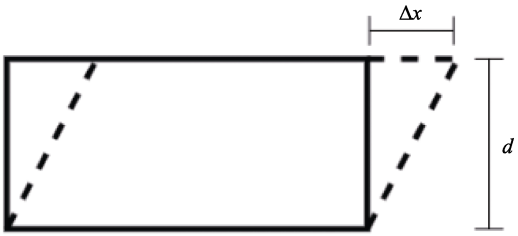

图 3　黏接界面整体剪切变形

Fig.3 Overall shear deformation of adhesive interface

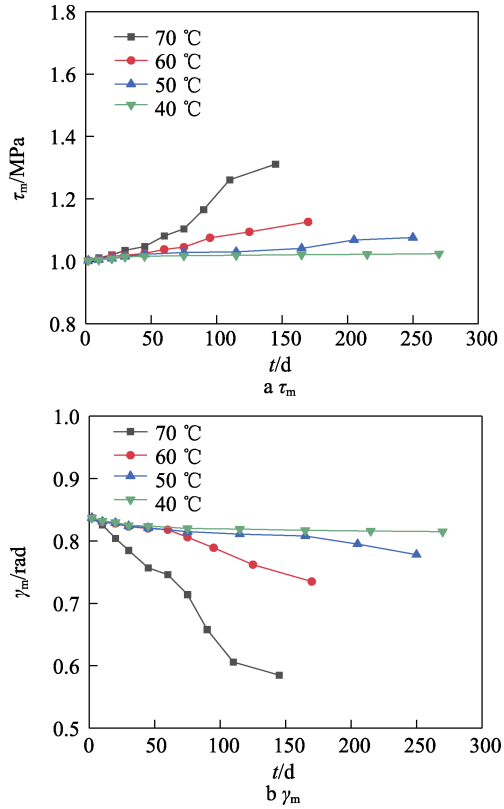

图 4　黏接界面剪切试件高温加速老化试验结果

Fig.4 High temperature accelerated aging test results of adhesive interface shear specimens

1.3　结果分析

选取黏接界面剪切试件在定速破坏试验曲线中的最大应力值 τ_m 和最大应力值对应的应变值 γ_m 作为黏接界面在老化过程中性能变化的表征值。黏接界面高温加速老化试验结果如图 4 所示。可以看出，黏接界面的老化会导致黏接界面试件的 τ_m 增大，γ_m 下降。试验温度越高，黏接界面剪切试件的 τ_m 增大，γ_m 的下降程度越明显，即试件的老化效果越明显。

2　考虑老化的界面剪切变形破坏判据

2.1　黏接界面剪切变形破坏判据选取

选取黏接界面剪切试件在定速破坏试验曲线中的 γ_m，将其视为固体发动机黏接界面发生破坏的临界点。基于 1.3 节的黏接界面老化试验结果分析可知，

老化会导致黏接界面剪切试件在定速破坏试验曲线中的 γ_m 下降，且其下降程度与老化加速温度呈正相关，可以采用合适的数理模型来表征该损伤判据的变化趋势。

2.2　Arrhenius 方程

目前国内外针对高分子材料性能变化的老化预测模型都是以老化试验数据和 Arrhenius 方程为基础得到。常选用的数理模型主要包括线性、对数和指数模型。根据 AD/A-107519《评定导弹系统贮存可靠性的一种方法》显示统计某型号定型以来的故障数据，基本服从指数分布[25]。因此，本文选用指数型模型，如式（3）所示。

$$P = P_0 e^{-kt} \tag{3}$$

式中：P 为黏接界面某一时刻的性能；P_0 为性能初始值（常数）；t 为老化时间；k 是与温度有关的性能变化速度常数。

令 $X=t$、$Y=\ln P$、$a=\ln P_0$、$b=-k$，可将式（3）转化为直线表达式 $Y=bX+a$。在加速老化试验中，每个老化温度下可获得 1 组老化时间 t 与性能 P 的数据，采用直线表达式 $Y=bX+a$ 拟合各老化温度下试验数据，可得黏接界面各老化温度下剪切应变的线性回归方程。各温度下的试验曲线和拟合曲线如图 5 所示，线性回归方程相关系数见表 1。

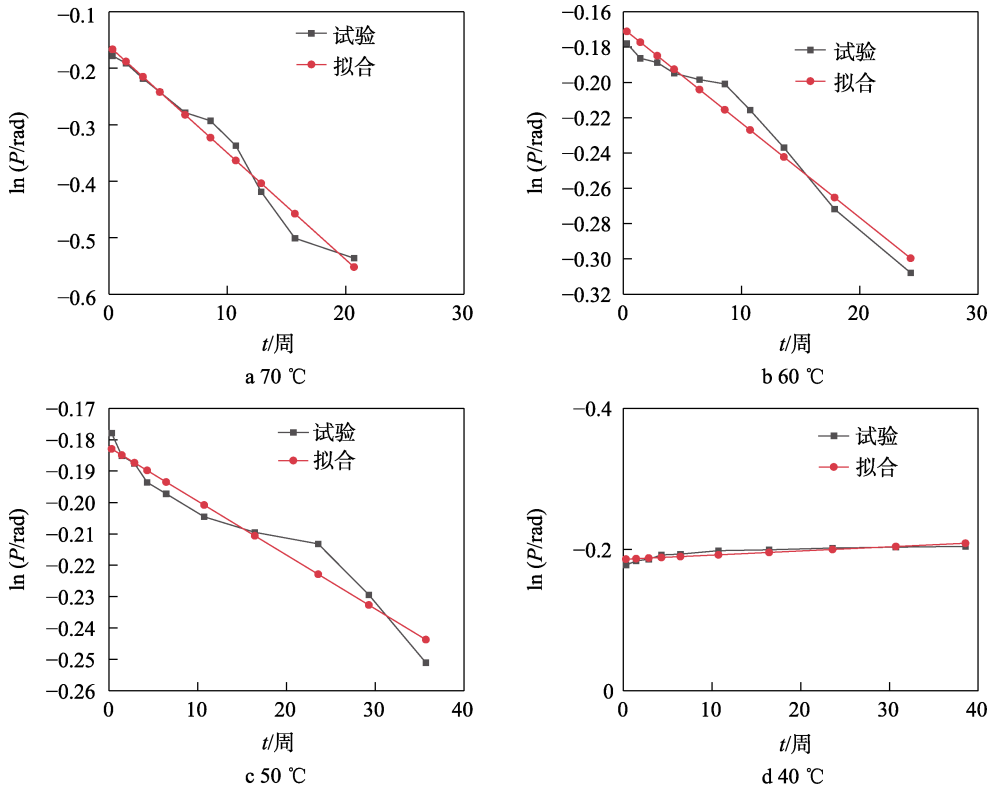

图 5　黏接界面各老化温度下试验曲线和拟合曲线

Fig.5 Test curves and fitting curves of the adhesive interface at various aging temperature

表 1　各老化温度下黏接界面剪切应变的回归方程

Tab.1 Regression equation for shear strain of adhesive interface at various aging temperature

老化温度/℃	a	b	γ
70	–0.161 146 4	–0.018 8620 5	0.985 793 8
60	–0.169 618 5	–0.005 3531 7	0.979 187 7
50	–0.182 442 7	–0.001 7150 5	0.974 015 2
40	–0.186 292 4	–0.000 5863 4	0.866 986 6

模型中的性能变化速度常数 k 可通过 Arrhenius 方程求得，如式（4）所示。

$$K = Ze^{-\frac{E_a}{RT}} \tag{4}$$

式中：Z 为频率因子；E 为表观活化能，单位是 J/mol；R 为摩尔气体常数，J/(K·mol)；T 为热力学温度，K。

令 $X_1=1/T$、$Y_1=\ln K$、$a_1=\ln Z$、$b_1=-E/R$，可将式（4）转化为直线表达式 $Y_1=b_1X_1+a_1$。采用直线表达式 $Y_1=b_1X_1+a_1$ 结合表 1 所示数据可得黏接界面剪切应变的阿累尼沃斯方程参数，具体拟合过程如图 6 所示，拟合所得参数见表 2。

2.3　考虑老化影响的黏接界面剪切破坏判据

基于 Arrhenius 方程外推得到的考虑老化的黏接界面剪切破坏判据方程如式（5）所示。

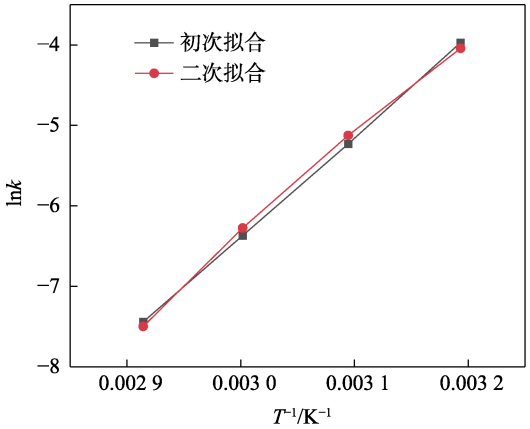

图 6　性能变化速度常数 k 拟合过程

Fig.6 Fitting process of the performance change rate constant k

表 2　黏接界面剪切应变的阿累尼沃斯方程参数

Tab.2 Arenivos equation parameters for shear strain of adhesive interface

a_1	b_1	γ_1
32.037 20	−12 380.62	0.997 982 0

$$\gamma_m = 0.837e^{-k_{\gamma_m}t}$$

$$k_{\gamma_m} = e^{32.04+\frac{-12\ 380.62}{T}}$$

假设固体发动机的贮存环境温度维持在常温 25 ℃左右，取 T=298.15 K 代入式（5）中，得到常温 25 ℃下黏接界面贮存 15 a 内剪切破坏判据变化表达式：

$$k_{\gamma_m} = e^{-9.484\ 8} \tag{6}$$

分别取老化时间为 1、3、5、9、15 a，代入式（6）中，得到常温 25 ℃下黏接界面贮存 15 a 内剪切破坏判据变化趋势，如表 3 所示。

表 3　常温 25 ℃下黏接界面贮存 15 a 内剪切破坏判据的变化趋势

Tab.3 Trends in shear failure criteria for adhesive interfaces stored at room temperature of 25 ℃ for 15 years

贮存时间/a	γ_m/rad	剩余性能/%
1	0.834 0	99.64
3	0.827 9	98.91
5	0.821 9	98.20
9	0.810 0	96.78
15	0.792 6	94.69

3　针对长期立式贮存条件下某型固体发动机黏接界面破坏风险预估

3.1　某型发动机结构计算模型

某圆管星孔固体发动机主要由壳体、绝热层、衬层、药柱等 4 部分构成。考虑到装药结构的对称性，对发动机几何模型的 1/12 进行有限元计算。仿真模型如图 7 所示。

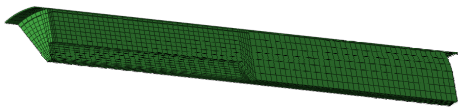

图 7　发动机有限元模型（1/12 模型）

Fig.7 Engine finite element model (1/12 model)

壳体为复合材料，其材料参数见表 4，绝热层、衬层、药柱等的材料参数见表 5。

表 4　壳体材料参数

Tab.4 Shell material parameters

弹性模量/MPa	泊松比	剪切模量/MPa	密度/(kg·mm^{-2})	热膨胀系数/℃$^{-1}$
2.93×10^4	1.66×10^{-1}	2.6×10^4		
6.66×10^4	1.64×10^{-1}	7.75×10^3	1.6	7.84×10^{-5}
2.80×10^4	7.30×10^{-2}	7.75×10^3		

表 5　绝热层、衬层、药柱材料参数

Tab.5 Material parameters of insulation layer, lining layer and propellant column

部件	弹性模量/MPa	泊松比	密度/(kg·mm^{-2})	热膨胀系数/℃$^{-1}$
绝热层	6.50	0.49	1.1	1.30×10^{-4}
衬层 药柱	$E(t)$	0.498	1.8	7.80×10^{-5}

推进剂为黏弹性材料，其在各温度下测得的松弛模量可拟合成如下的 Prony 级数：

$$E(t) = E_0 - \sum_{i=1}^{n_G} E_i\left(1-e^{-t/\tau_i}\right) \tag{7}$$

式（7）中各系数如表 6 所示。

表 6　推进剂 Prony 级数系数

Tab.6 Prony series coefficients of propellants

级数	τ_i/MPa	E_i/MPa
1	5.556	0.631 68
2	55.56	0.446 46
3	555.6	0.444 23

注：初始模量 E_0=5.933 4 MPa。

本文所研究发动机的工况为固化降温 2 d，随后进行长期立式贮存 15 a。环境温度为常温 25 ℃。边界条件：在发动机后端面施加轴向位移，在发动机两侧面施加环向位移约束。

3.2　黏接界面薄弱环节评估

如图 8 所示，通过仿真计算发现，固体发动机黏

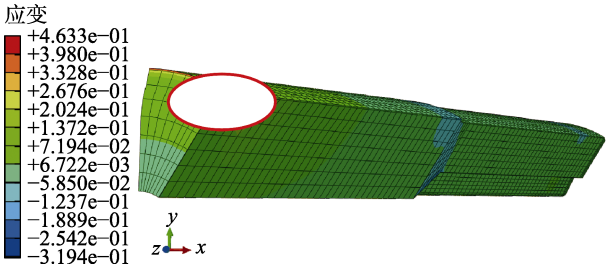

图 8　发动机黏接界面最大切应变

Fig.8 Maximum shear strain at the engine interface

接界面剪切应变最大处位于发动机黏接界前端侧壁区域，为 0.463 3 rad。

通过比对常温下老化 15 a 黏接界面剪切损伤起始判据，固体发动机黏接界面危险点处的剪切应变值为 0.463 3 rad，小于黏接界面剪切变形破坏判据 0.7926 rad，即该发动机在立式贮存 15 a 间界面剪切变形程度未达到黏接界面因剪切变形导致破坏的阈值。安全系数为 1.71，即该发动机在立式贮存 15 a 间因界面剪切变形发生脱黏的风险较低。

采用式（8）计算界面基于应变失效判据的安全系数。

$$f=\frac{[\gamma]}{\gamma_{\mathrm{e}}} \tag{8}$$

式中：$[\gamma]$为许用切应变；γ_{e}为实际承受切应变。

4　结论

1）通过高温对黏接界面试件进行加速老化试验，发现黏接界面的老化会导致黏接界面试件的最大应力值 τ_{m} 上升，以及最大应力值 γ_{m} 对应的应变值下降，且老化效果随着温度的增加而上升。

2）基于 Arrhenius 方程对黏接界面高温加速老化试验中最大应力值对应的应变值 γ_{m} 的变化情况进行拟合，获得了考虑老化的黏接界面剪切变形破坏判据。

3）利用考虑老化影响的黏接界面剪切变形破坏判据，对某型立式贮存 15 a 的固体发动机黏接界面剪切变形脱黏风险进行评估。结果表明，该发动机在立式贮存 15 a 间，界面剪切变形程度未达到黏接界面因剪切变形导致破坏的阈值。

4）该损伤判据能够较为直观地对长期立式贮存的固体发动机黏接界面因剪切变形发生破坏的风险进行评估，为长期贮存固体发动机黏接界面损伤脱黏评估提供借鉴参考。

参考文献：

[1] 尹华丽, 王清和. 界面黏接性能的影响因素[J]. 固体火箭技术, 1998, 21(3): 40-46.
YIN H L, WANG Q H. The Influencing Factors of Interface Adhesion Performance[J]. Solid Rocket Technology, 1998, 21(3): 40-46.

[2] 徐伯起, 卢明章, 李高春, 等. 车载运输过程中固体发动机粘接界面损伤研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(7): 252-257.
XU B Q, LU M Z, LI G C, et al. Study on Damage of Solid Rocket Motor Bonding Interface Caused by Temperature and Vibration Load during Vehicle Transportation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(7): 252-257.

[3] 苑博, 税国双, 汪越胜. 循环温度疲劳作用下粘接界面损伤的非线性超声评价[J]. 物理学报, 2018, 67(7): 190-200.
YUAN B, SHUI G S, WANG Y S. Nonlinear Ultrasonic Evaluation of Damage to Bonding Interface under Cyclic Temperature Fatigue[J]. Acta Physica Sinica, 2018, 67(7): 190-200.

[4] 刘磊, 李高春, 张利平, 等. 海洋环境下固体发动机粘接界面损伤研究[J]. 舰船电子工程, 2019, 39(10): 237-241.
LIU L, LI G C, ZHANG L P, et al. Research on Bonding Interface Damage of Solid Rocket Motor in Marine Environment[J]. Ship Electronic Engineering, 2019, 39(10): 237-241.

[5] 郭洪涛, 曹付齐. 界面粘接结构贮存过程中的脱粘分析[J]. 粘接, 2013, 34(6): 47-49.
GUO H T, CAO F Q. Debond Analysis of Interface Bonding Structure during Storage[J]. Adhesion, 2013, 34(6): 47-49.

[6] 吴登科, 顾伯勤. 交变载荷作用下纤维增强密封复合材料界面脱黏研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(10): 16-20.
WU D K, GU B Q. The Research on the Interfacial Debonding of fiber-Reinforced Sealing Composite Subjected to Alternating Load[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(10): 16-20.

[7] 姜爱民, 李高春, 黄卫东. 固体火箭发动机粘接界面力学性能的有限元计算及参数分析[J]. 火炸药学报, 2012, 35(4): 54-57.
JIANG A M, LI G C, HUANG W D. Finite Element Computation and Parametric Analysis on Mechanical Property of Solid Rocket Motor Bondline[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2012, 35(4): 54-57.

[8] BURTON J D. Solid-Propellant Grain-to-Case Bond-Stress Measurement[J]. Experimental Mechanics, 1970, 10(8): 338-342.

[9] 艾春安, 刘瑜, 赵文才, 等. 固体火箭发动机结构粘接质量的声-超声检测[J]. 无损检测, 2009, 31(12): 974-976.
AI C A, LIU Y, ZHAO W C, et al. Acousto-Ultrasonic Testing for Bond Quality in Solid Rocket Motor Structure[J]. Nondestructive Testing Technologying, 2009, 31(12): 974-976.

[10] 陈友兴, 王召巴, 赵霞, 等. 固体火箭发动机封头界面粘接相控阵超声检测技术可行性研究[J]. 固体火箭技

术, 2008, 31(4): 417-420.
CHEN Y X, WANG Z B, ZHAO X, et al. Feasibility Study on Phased Array Ultrasonic Testing for Adhesive Interface of Dome Insulation of Solid Rocket Motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(4): 417-420.

[11] 敦怡, 师小红, 徐章遂. 基于二次谐波技术的固体火箭发动机界面粘接质量的超声无损评价[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 198-200.
DUN Y, SHI X H, XU Z S. Ultrasonic Nondestructive Evaluation on Bond Quality of SRM Interface Based on Second Harmonic Technique[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 198-200.

[12] 田恩瑞, 吴杰, 皮名嘉. 热扫描红外技术用于固体发动机药柱界面粘接质量无损检测的研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1985, 17(1): 74-83.
TIAN E R, WU J, PI M J. The Study of Heat-Scan Infrared NOT to the Inspection for Adhesion of Propellant of Rocket Motor to Envelop[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1985, 17(1): 74-83.

[13] 张吉堂, 路宏年, 曹付齐. 多层包覆质量超声图像诊断系统研制[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(1): 83-86.
ZHANG J T, LU H N, CAO F Q. Development on Ultrasonic Image Diagnosis System for Bonding Quality of Multilayer Coating Structure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(1): 83-86.

[14] 张吉堂, 路宏年, 曹付齐. 固体火箭发动机多层黏接结构超声图像诊断[J]. 推进技术, 2008(1): 13-17.
ZHANG J T, LU H N, CAO F Q. Ultrasound Image Diagnosis of Multi-Layer Adhesive Structures in Solid Rocket Engines[J]. Propulsion Technology, 2008(1): 13-17.

[15] 贾卫东, 周建, 刘亚冰, 等. 长期贮存固体火箭发动机界面脱粘安全性研究[J]. 战术导弹技术, 2013(5): 101-106.
JIA W D, ZHOU J, LIU Y B, et al. Research on the Safety of Long Term Storage Solid Rocket Motor with Debonded Layer[J]. Tactical Missile Technology, 2013(5): 101-106.

[16] 陈科, 任全彬, 王健儒, 等. 考虑界面损伤的立式贮存药柱结构完整性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 347-355.
CHEN K, REN Q B, WANG J R, et al. Structural Integrity of Vertical Storage Grain by Considering Interface Damage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 347-355.

[17] 张波, 董可海, 李金飞, 等. 振动载荷对立贮式发动机粘接界面损伤影响[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 1092-1098.
ZHANG B, DONG K H, LI J F, et al. Effects of Vibration Load on Bonding Interface Damage of Vertical Storage Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 1092-1098.

[18] 张波, 董可海, 邢耀国, 等. 舰载值班对立式贮存发动机粘接界面损伤研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1863-1869.
ZHANG B, DONG K H, XING Y G, et al. Research on Bonding Interface Damage of Vertical Storage Motor by Shipboard[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1863-1869.

[19] BYRD J, GUY C. Destructive Effects of Diffusing Species in Propellant Bond Systems[C]// Proceedings of the 21st Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1985.

[20] HUANG Z P, NIE H Y, ZHANG Y Y, 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: 251-257.

[21] LIBARDI J, RAVAGNANI S P, MORAIS A M F, et al. Diffusion of Plasticizer in a Solid Propellant Based on Hydroxyl-Terminated Polybutadiene[J]. Polímeros, 2010, 20(4): 241-245.

[22] QUAGLIANO J, WITTEMBERG V, GONZALEZ J, et al. Mechanical and Rheological Properties of Polyurethane Elastomers from Hydroxy-Terminated Polybutadiene and Isophorone Diisocyanate Used as Liners for Composite Propellants[J]. Journal of Research Updates in Polymer Science, 2015, 4(1): 50-55.

[23] 谭惠民. 固体推进剂化学与技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
TAN H M. The Chemistry and Technology of Solid Rocket Propellant[M]. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2015.

[24] 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].
QJ 2038.2—1991, Test Method for Interfacial Adhesion Strength of Solid Rocket Engine Combustion Chambers-Shear Method[S].

[25] 席运洋, 刘万远, 鲍华. 某型空空导弹电子部件加速贮存寿命试验方法研究[J]. 航空兵器, 2016, 23(1): 64-68.
XI Y Y, LIU W Y, BAO H. Testing Method Study of Accelerated Storage Life for Electronic Components in Certain Air-to-Air Missile[J]. Aero Weaponry, 2016, 23(1): 64-68.