

doi: 10.7690/bgzdh.2021.09.017

不同温度下固体火箭发动机粘接界面振动试验

徐伯起, 李金飞, 肖云东, 夏 成, 王治宇
(海军航空大学, 山东 烟台 246001)

摘要: 为解决陆上运输过程中固体发动机推进剂/衬层粘接界面在温度、振动载荷同时作用下的损伤问题, 以试验的方式研究振动载荷对粘接界面的影响。给出试验试件和不同温度下粘接试件的加速振动试验设计, 确定不同温度下加速振动试验方案, 总结试件失效规律, 分析试件力学性能随振动时间、温度间的变化关系, 并从细观角度解释温振载荷造成粘接界面性能下降的原因。结果表明, 当环境温度越高, 抗拉强度下降越快; 当温度升高, 振动时间增加时, 界面处颗粒脱湿程度加剧, 更易出现裂纹。

关键词: 粘接界面; 振动试验; 抗拉强度; 扫描电子显微镜; 颗粒脱湿
中图分类号: TJ7 **文献标志码:** A

Vibration Test of Bonding Interface of Solid Rocket Motor at Different Temperatures

Xu Boqi, Li Jinfei, Xiao Yundong, Xia Cheng, Wang Zhiyu
(Naval Aviation University, Yantai 246001, China)

Abstract: In order to solve the problem of the damage of the solid motor propellant/liner bonding interface under the simultaneous action of temperature and vibration load during land transportation, the effect of vibration load on the bonding interface was studied by experiment. The accelerated vibration test design of the test specimen and the bonded specimen at different temperatures is given, the accelerated vibration test plan at different temperatures is determined, the failure rule of the specimen is summarized, and the relationship between the mechanical properties of the specimen and the vibration time and temperature is analyzed. Then, the reasons for the degradation of the bonding interface performance caused by the temperature vibration load are explained from a mesoscopic perspective. The results show that when the ambient temperature is higher, the tensile strength decreases faster; when the temperature increases and the vibration time increases, the degree of particle dewetting increases and cracks are more likely to appear.

Keywords: bonding interface; vibration test; tensile strength; scanning electron microscope; particle dewetting

0 引言

固体火箭发动机广泛应用于各种型号的装备中。推进剂/衬层粘接界面的粘接破坏是固体发动机结构完整性破坏的关键形式之一^[1]。考虑陆上运输时粘接界面处将承受温度、振动 2 种因素的同时作用, 需要依据实际运输情况设计多因素同时作用的试验进行研究。

目前主要从单因素角度^[2-3]分析发动机的损伤。刘磊等^[4]通过开展恒温振条件下振动试验研究粘接界面力学性能下降规律; N.GLIGORIJEVIC^[5]测量了不同温度下推进剂的拉伸模量。考虑到推进剂热粘弹属性和实际运输过程中多载荷作用, 需要研究温度和振动耦合作用下的损伤情况。目前, 应用在粘接界面上的多载荷试验较少, 借鉴电子器件中的研究方法, Qi H Y 等^[6]设计了在温度、振动同时作

用下的加速试验; 马思鹏开展了温度振动综合环境加速寿命试验, 获得试件在不同条件下的失效模式及失效时间^[7]。笔者将以试验的方式研究振动载荷对粘接界面的影响。

1 加速振动试验方案

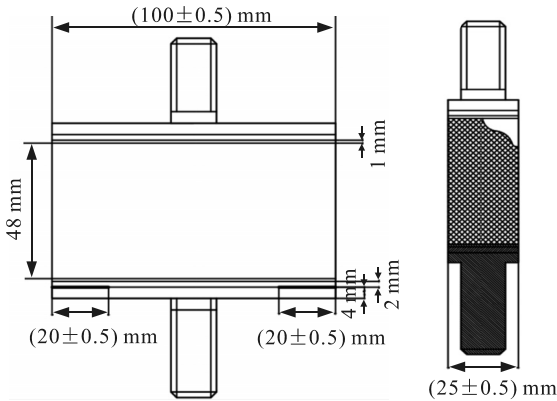
1.1 试件及设备

参照标准 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》, 完成振动试验所需的矩形粘接试件的制作, 如图 1(a)所示, 制作的小型拉伸试件如图 1(b)所示。

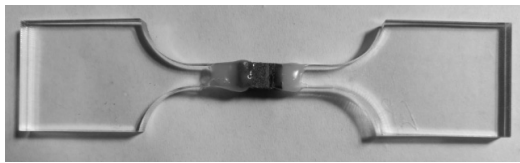
在不同温度下进行振动试验和单向拉伸试验, 需要使用的设备有温-湿-振三综合试验箱、CMT6203 电子拉伸试验机和 101-1B 电热恒温鼓风干燥箱。

收稿日期: 2021-06-04; 修回日期: 2021-07-26

作者简介: 徐伯起(1996—), 男, 湖北人, 硕士, 从事固体发动机使用工程研究。E-mail: xbxq811124@163.com。



(a) 矩形粘接试件



(b) 小型拉伸试件

图 1 试验试件

1.2 振动试验加速方法

考虑到直接使用实测载荷将使得短期试验结果不明显, 通过提高载荷 PSD 量级来实现试验加速, 加速模型为:

$$W_2/W_1 = (t_1/t_2)^{1/m} \quad (1)$$

式中: t_1 为实际情况下的振动时间; t_2 为试验条件下的振动时间; W_1 和 W_2 分别为实际条件和试验条件下的 PSD; m 为加速因子。

考虑到温度对振动载荷的影响, 主要采用渐进损伤叠加方法来修正不同温度下的振动损伤^[8], 公式为:

$$D = 1/N_f = \sum_j \left(\sum_i (n_i/N_i)_{T_j} \right) t_j \quad (2)$$

式中: n_i 为单位时间应变循环次数; N_i 为应变疲劳寿命; T_j 为离散的温度值; t_j 为对应温度与总时间的比值。该方法将温度历程离散化为多个温度不变的区间, 通过计算每个区间内的振动损伤和线性叠加, 得到整个过程中的振动损伤。设置高、低温 2 种情况, 得到的损伤公式为:

$$D = 1/N_f = \sum_i (n_i/N_i)_{T_h} t_h + \sum_i (n_i/N_i)_{T_l} t_l \quad (3)$$

考虑到材料固有属性参数 A 恒定, 在损伤情况相同时, 试验条件下振动时间 t_2 与实际振动时间 t_1 满足下述关系:

$$t_2/t_1 = (1/t_{11} + 1/t_{h1}) / ((1/t_{h1})(W_2/W_1)^{m1} + (1/t_{11})(W_2/W_1)^{m2}) \quad (4)$$

参考文献[7]得到不同温度下振动加速因子一般较为接近, 假设粘接界面在不同温度下的加速因子相同, 式(4)即可转化为式(1)。

1.3 试验方案设计

运输的环境温度范围在 $-5 \sim 35 \text{ }^\circ\text{C}$ ^[9], 实际可能出现极端天气, 可将温度范围适当拓宽。为了使结果更明显, 本次振动试验设置高温 $50 \text{ }^\circ\text{C}$ 、中间 $15 \text{ }^\circ\text{C}$ 、低温 $-20 \text{ }^\circ\text{C}$ 3 个温度点。

振动试验时, 为获取试件随振动过程性能下降规律, 需要振动时长各异试件进行力学性能参数变化的记录。如图 2 所示, 考虑到试验台的性能以及保证振动损伤有一定积累量, 将振动载荷谱 PSD 提高 2.4 倍。

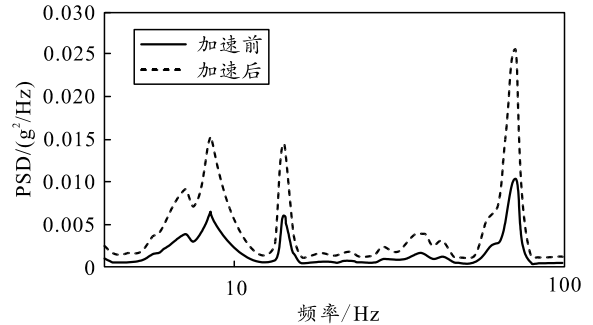


图 2 加速前后 PSD 对比

为尽可能缩短同一温度下振动试验的总时间, 每天进行 6 h 的振动试验, 完成每天的振动时长后取出一个矩形粘接试件进行拉伸试验。基于之前假设条件, 不同温度下加速振动试验的加速因子不变, 假设加速因子为 5, 以 $15 \text{ }^\circ\text{C}$ 下的振动试验情况为例, 带入式(1)计算可以得到试验时间与实际时间的对应关系, 加速振动试验时间与实际运输时间的对应关系如表 1 所示。

表 1 试验时间与实际时间的对照表

实际运输时间/d	20	40	60	80	100
15 °C 下试验时间/h	6	12	18	24	30

具体试验操作步骤如下:

1) 选取同一批次的 5 个矩形粘接试件, 对其表面进行修整, 去除试件上多余部分, 保证用于试验的试件符合标准;

2) 将矩形粘接试件放入温-湿箱, 设定试验温度, 放置 3 h 以上, 确保试件内外温度为设定温度;

3) 启动振动试验台, 振动 2 h 后, 停止振动台进行散热;

4) 重复步骤 3), 待振动时间达 6 h 后, 从振动台上取出一个矩形试件备用, 关闭温-湿箱电源, 剩

余的粘接试件在温湿箱内恢复到室温；

5) 重复步骤 1)–4) 直至完成所有矩形粘接试件的振动时长。

取出加速振动试验后的矩形试件后，放入干燥环境中恢复至室温状态，完成小型拉伸试件的制作，随后放入恒温干燥箱内进行胶水的固化，放置 12 h 后转移至干燥玻璃罐中恢复至室温，取出小型拉伸试件，参照标准《QJ 924-1985 复合固体推进剂单各拉伸试验方法》的相关要求对小型拉伸试件进行单向拉伸试验。试验步骤如下：

1) 依据矩形试件的振动温度和时间，完成试件编号，一个矩形粘接试件分割出 5 个小型拉伸试件，测量试件的厚度和宽度，去除尺寸偏差大的试件；

2) 利用相关夹具将试件固定在拉伸机上，检查力传感器和变形传感器是否正常；

3) 移动拉伸机悬臂使小型拉伸试件预紧，校核力传感器和变形传感器，以 4 mm/min 的拉伸速度将试样拉断，得到试验曲线。

2 试验结果

2.1 拉伸应力-应变曲线分析

本实验使用 CMT6203 电子拉伸试验机对小型拉伸试件进行拉伸试验，拉伸试验的各项条件设置为：室温 (20±4) °C、相对湿度 65%。通过工程标距及相关转换，得到图 3 所示的 4 种应力-应变曲线和图 4 所示的断裂照片。

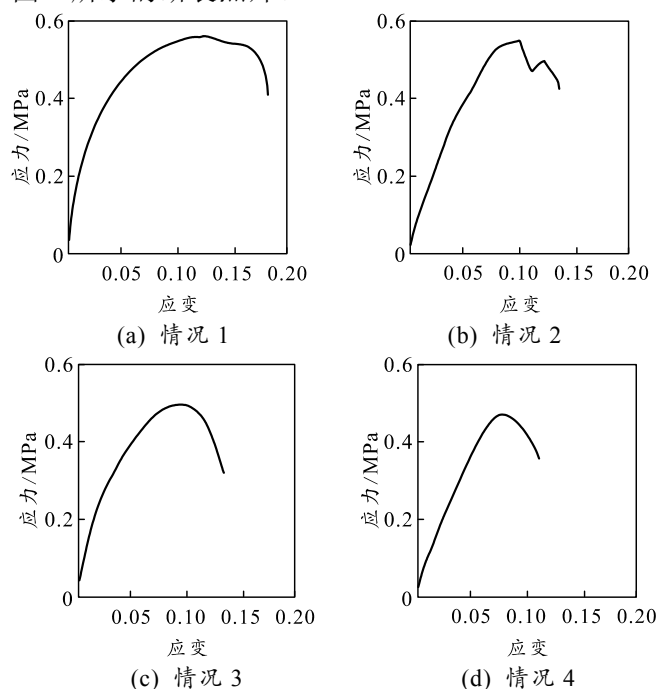


图 3 拉伸试验应力-应变曲线汇总

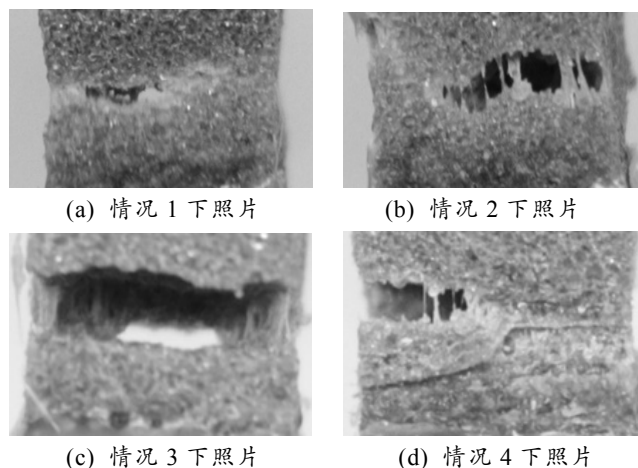


图 4 试件拉伸断裂照片

图 3(a) 为没有承受振动载荷的小型拉伸试件表现出来的力学性能，整体可以看出在应变为 0.12 时试件应力达到最大值，为 0.547 MPa；在应变为 0.17 时试件完全断裂。从图 4(a) 中可以看出，随着应变逐渐增大，推进剂相的初始裂纹扩展，最终在应变为 0.17 时发生断裂破坏。

图 3(b) 为 15 °C 下振动 6 h 后试件拉伸曲线，整体表现为 2 个应力峰值，在应变为 0.1 时应力达到最大值，为 0.53 MPa；第二峰值出现在应变为 0.12 时，约为 0.48 MPa；在应变超过 0.14 时，试件断裂破坏。原因在于拉伸过程初期粘接界面相首先出现损伤，导致应力下降，第一个应力峰值形成，后随推进剂相应增大，应力继续增大，出现了第二个应力峰值，随后推进剂相出现裂纹并扩展失效，如图 4(b) 所示。

图 3(c) 对应 15 °C 下振动 18 h 的情况，在试件应变为 0.09 时应力达到最大值，为 0.495 MPa；在应变超过 0.12 时，试件断裂破坏。如图 4(c) 所示，推进剂相出现贯穿型裂口，与衬层粘接的基体出现明显拉丝，随着基体拉丝逐渐断裂最终试件完全失效，此时为推进剂和粘接剂面的混合型断裂。

图 3(d) 对应 15 °C 下振动 30 h 的情况，在试件应变为 0.07 时应力达到最大值，为 0.458 MPa；在应变超过 0.1 时，试件断裂破坏。从图 4(d) 可以看出，拉伸过程中裂纹出现在粘接界面左端面处，随着时间推移，界面处裂纹不断扩展，最终试件完全断裂，整个过程推进剂相没有明显的损伤出现，表现为粘接界面相断裂。

基于上述 4 种情况，可以通过假设推进剂相和粘接界面相在拉伸过程中存在 2 种不同的应力应变属性，具体如图 5 所示。相对于粘接界面相，振动

载荷对推进剂相的损伤较小, 此处假设整个过程中推进剂相的应力-应变曲线不变。在未损伤时, 粘接界面相整体结构强度较大, 在拉伸过程中, 整个试件的结构强度主要体现在推进剂相; 在损伤初期时, 粘接界面相强度开始下降, 其应力-应变曲线的应力峰值有所下降, 峰值点向左移动, 此时粘接界面相和推进剂相结构强度接近, 当两相材料的应力-应变曲线的峰值交错分布时, 整体的应力-应变曲线上表现出 2 个峰值; 在损伤中期时, 粘接界面结构损伤较大, 应力峰值进一步下降, 峰值点继续向左移动, 整体应力-应变曲线与粘接界面相曲线相近, 试件断裂形式为混合型断裂; 在损伤末期时, 粘接界面的结构强度已经降至较低程度, 整个试件的结构强度主要体现在粘接界面相。

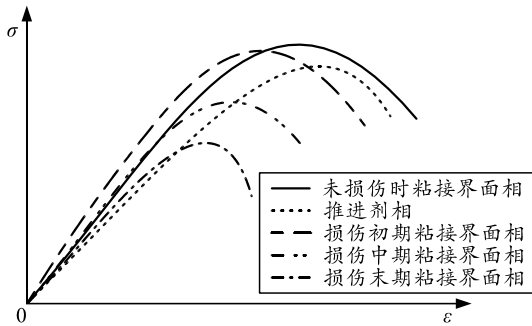


图 5 4 种应力-应变曲线解释

2.2 力学性能分析

根据得到的应力-应变曲线, 参考标准《GJB 770B-2005 火药试验方法》计算小型拉伸试件的抗拉强度、断裂强度、最大伸长率、断裂伸长率和初始模量 5 个力学性能参数, 分析各参量与振动时间、环境温度间的关系, 从而得到综合环境下固体火箭发动机粘接界面力学性能变化规律, 为后续的损伤计算提供计算模型。得到的不同载荷状态下粘接界面的力学参量见表 2—4。

表 2 15 °C 振动下粘接界面力学参量

振动时间/h	σ_m /MPa	σ_b /MPa	ϵ_m /%	ϵ_b /%	E_0 /MPa
0	0.547	0.487	11.8	17.1	5.33
6	0.531	0.416	10.1	13.7	3.11
12	0.503	0.405	9.5	12.4	6.23
18	0.495	0.374	8.9	11.7	5.81
24	0.472	0.359	7.5	11.4	5.93
30	0.458	0.340	7.3	10.2	5.73

表 3 -20 °C 振动下粘接界面力学参量

振动时间/h	σ_m /MPa	σ_b /MPa	ϵ_m /%	ϵ_b /%	E_0 /MPa
0	0.547	0.487	11.8	17.4	5.33
6	0.541	0.493	9.9	14.2	6.44
12	0.529	0.426	9.0	11.6	6.59
18	0.506	0.417	8.1	11.7	6.41
24	0.496	0.379	7.9	11.1	6.10
30	0.485	0.321	7.6	11.5	5.32

表 4 50 °C 振动下粘接界面力学参量

振动时间/h	σ_m /MPa	σ_b /MPa	ϵ_m /%	ϵ_b /%	E_0 /MPa
0	0.547	0.487	11.8	17.4	5.33
6	0.526	0.417	12.4	15.8	5.16
12	0.498	0.391	10.0	16.2	5.98
18	0.481	0.336	8.5	12.6	4.33
24	0.443	0.324	7.8	11.7	5.03
30	0.407	0.315	7.2	11.3	6.21

为进一步分析振动时间、温度与力学性能变化的规律, 基于表 2—4 中的数据, 研究不同温度下振动时间对力学性能的影响。性能变化曲线如图 6。

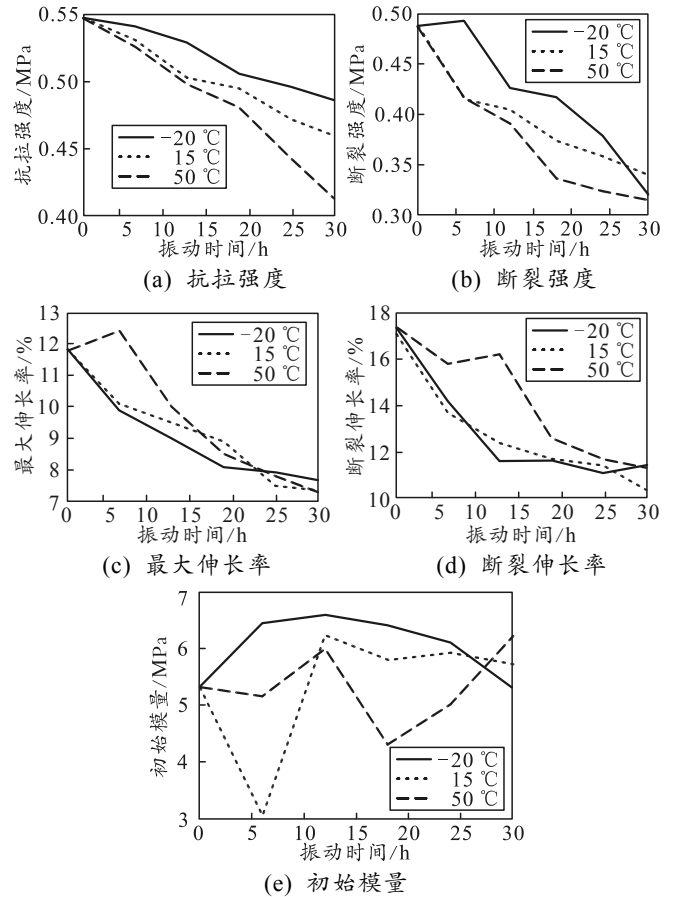


图 6 力学性能变化曲线

从图 6(a)可以看出, 随着振动时间的增加, 小型拉伸试件的抗拉强度呈现出单调递减的规律; 从温度上看, 低温振动下试件的抗拉强度下降较慢, 振动 30 h 后抗拉强度可达 0.485 MPa, 高温振动下抗拉强度下降较快, 30 h 后抗拉强度降为 0.407 MPa。主要原因在于低温环境时, 在具有低幅高频特点的振动载荷作用下, 衬层和基体的相对形变较小, 试件中氧化剂颗粒与衬层、推进剂基体间接触更为紧密, 整体强度下降较慢; 处于高温时, 衬层和基体的相对形变较大, 随时间积累高氯酸铵颗粒与衬层、基体间容易形成初始裂纹, 与振动载荷同时作用下, 初始裂纹更易扩展, 造成整体抗拉强度下降更快。

观察图 6(b)可以看出：断裂强度随振动时间和温度的变化规律与抗拉强度相似，振动 30 h 后，各温度下试件的断裂强度接近。

图 6(c)显示了不同温度下振动时间对最大伸长率的影响：在环境温度为 -20 °C 和 15 °C，随着振动时间增加，试件最大伸长率单调下降，且下降速率逐渐减小；在高温情况下，振动初期振动伸长率比低温和常温大，振动后期时，三者趋于稳定。主要原因在于粘接界面相包含基体、固体颗粒和衬层的复合体，其中高分子降解断链会导致最大伸长率增大，高温加剧，所以高温下最大延伸率要高于低温和常温，而在试验后期，降解断链与振动损伤趋于平衡，因此最大延伸率下降速率减小。

从图 6(d)可以看出，断裂伸长率与最大伸长率的变化规律接近，但由于粘接界面处衬层和基体的韧性较高，断裂时粘接界面处基体存在拉丝现象，会给试件的失效判定增加难度。

图 6(e)显示了初始模量随振动时间的规律。与最大伸长率和抗拉强度相比，初始模量在温振载荷下的变化规律不明显。

2.3 拟合结果分析

从图 6 可以看出，初始模量与振动时间、温度间无明显规律，断裂强度、断裂伸长率和最大伸长率与振动时间存在明显规律，但在不同温度间的差别较小，难以准确构建模型；因此选取规律较为明显的抗拉强度，作为综合环境下粘接界面性能下降规律的表征量。

为了更好地描述抗拉强度和振动时间的规律，采用线性方程的方法进行拟合。拟合曲线如图 7 所示，可以看出采用线性方程能够较好地体现出随着振动时间加长抗拉强度下降的规律。对比拟合曲线与试验数据的相关系数，见表 5，环境温度为 -20 °C、15 °C 和 50 °C 时的相关系数分别为 0.971 6、0.982 7 和 0.977 9，可见整体拟合效果较好。

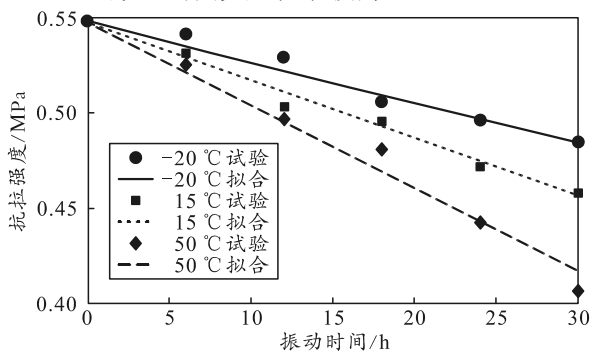


图 7 拟合曲线

表 5 抗拉强度拟合方程

温度/°C	拟合方程	相关系数
-20	$\sigma(t) = -0.0021t + 0.547$	0.971 6
15	$\sigma(t) = -0.0031t + 0.547$	0.982 7
50	$\sigma(t) = -0.0043t + 0.547$	0.977 9

2.4 SEM 分析

参考文献[10]表明，在外部载荷作用下，粘接界面相附近的氧化剂颗粒与基体、衬层容易发生脱湿现象，从而在内部促使微裂纹的产生、成核、扩展，在宏观上表现为可视裂纹直至断裂。研究粘接界面振动损伤的本质，需要从细观尺度分析其内部组成及之间制约关系。

为研究振动载荷累积作用下粘接界面的细观状态，选取常温振动 12、18、24 和 30 h 后小型拉伸试件的拉伸断面进行观察。为方便观察颗粒与基体间的脱湿情况和基体表面裂纹状态，选取的放大比例为 500 倍，相应的扫描电子显微镜 (scanning electron microscope, SEM) 图像如图 8 所示。

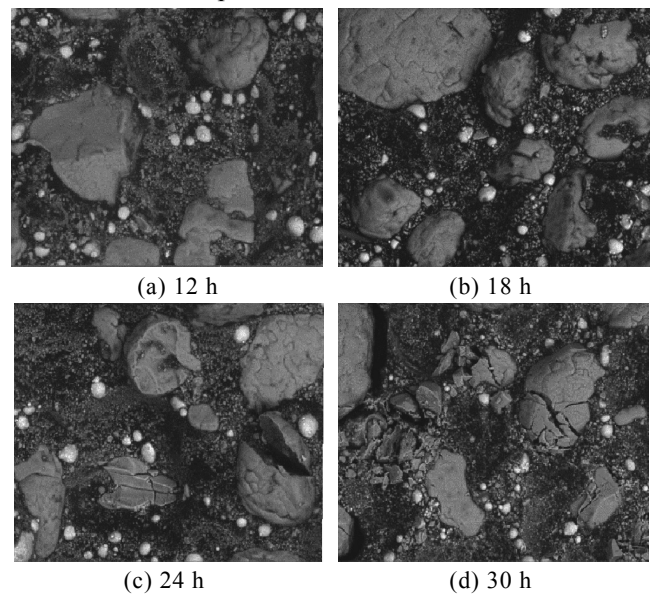


图 8 试件断面图像

从图 8(a)可以看出，图中左侧和上侧的大尺寸 AP 颗粒与基体间出现了脱湿现象，下侧小尺寸颗粒与基体间接触较为紧密，AP 颗粒表面较为光滑，未出现颗粒破碎的情况。由此可知在试验初期，振动载荷对界面的影响主要体现在大颗粒的脱湿。

从图 8(b)可以看出，图中大、小颗粒与基体间均发生不同程度间的脱湿，大颗粒表面出现明显裂纹，基体表面出现部分微裂纹。

从图 8(c)可以看出，上侧颗粒已完全断裂为 2 部分，较小部分已脱离试件，左侧颗粒上出现较大断裂口，中间颗粒上留有断裂凹痕和十字形裂纹；

基体表面临近空穴相互连接, 形成带状。由此可知在振动中期, 颗粒脱湿程度加剧, 颗粒上出现裂纹和破裂, 基体因颗粒脱落的损伤加剧。

从图 8(d)可以看出: 左侧颗粒与基体间脱湿明显, 大尺寸颗粒内部发生破碎, 使得试件内部出现较多空隙, 拉伸过程中, 随着基体拉伸变形, 破碎的颗粒与基体脱离, 内部空隙被拉长后相互连接, 进一步降低了结构强度。

为对比温度对振动损伤的影响, 选取 3 个温度下振动 18 h 和振动 30 h 后的断面照片进行对比, 如图 9 所示。从图 9(c)、(d)可以看出, 低温下振动 18 h 后, 断面上颗粒保留较为完整, 发生脱湿的颗粒较少; 振动 30 h 后, 部分大尺寸颗粒发生脱湿, 基体表面较为平整, 未出现明显裂纹。从图 9(e)、(f)可以看出, 高温下振动 18 h 后, 基体上留下了大量颗粒脱离后产生的空穴; 振动 30 h 后, 颗粒进一步脱湿, 基体表面空穴相互连接, 形成带状裂纹。

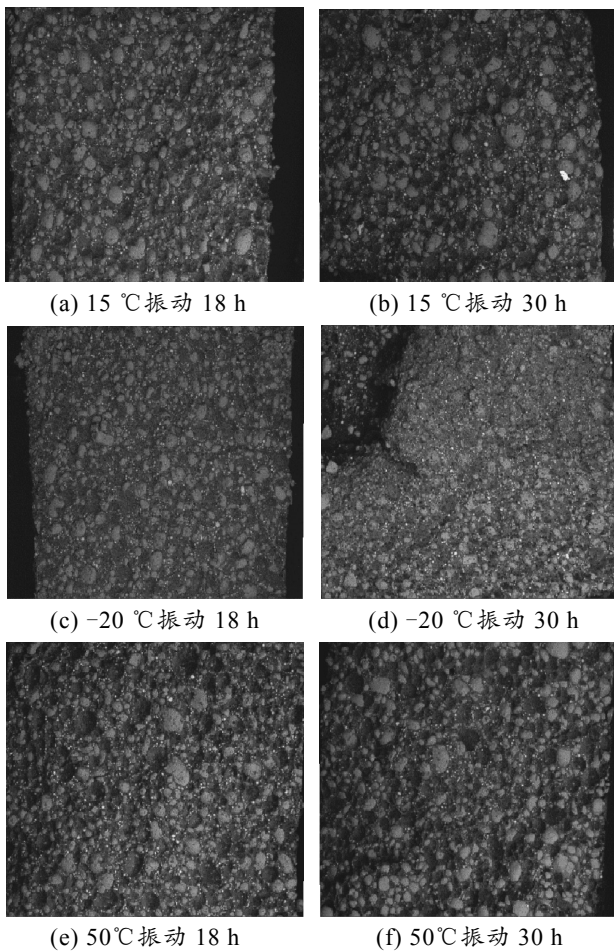


图 9 不同振动温度下断面 SEM 图像

3 结束语

1) 在未承受振动损伤时, 粘接界面相强度大于推进剂相, 试件失效模式主要为推进剂相破坏; 损伤初期时, 当两相材料强度相近时, 应力-应变曲线上出现 2 个峰值; 在损伤中期, 粘接界面损伤较大, 失效形式为混合型断裂; 在损伤末期, 主要为粘接界面相断裂。

2) 分析各参量与振动时间、温度间的关系可知, 初始模量与振动时间、温度间无明显规律, 断裂强度、断裂伸长率和最大伸长率在不同温度下的差别较小, 抗拉强度与振动时间满足线性关系。

3) 观察试件断面 SEM 照片发现: 在试验初期, 大颗粒先发生脱湿, 随着试验进行, 颗粒上出现裂纹和破裂, 基体上出现空穴和微裂纹, 试验末期, 大颗粒内部发生破碎。同时发现试验温度越高, 颗粒脱湿更严重, 基体表面易发展出带状裂纹。

参考文献:

- [1] 李鹏. 基于工业 CT 的固体火箭发动机装药脱粘修复技术研究[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2015: 16-35.
- [2] 张鑫, 韩建立, 张崇会, 等. 面向导弹贮存延寿的高加速寿命试验方法[J]. 兵工自动化, 2020, 39(9): 1-4, 8.
- [3] 王永帅, 董可海, 张波, 等. 舰载导弹发动机药柱蠕变损伤研究[J]. 兵工自动化, 2017, 36(6): 80-84, 89.
- [4] 刘磊, 李金飞, 宋佳明. 固体发动机推进剂/衬层粘接试件振动损伤分析[J]. 指挥控制与仿真, 2020, 42(3): 136-140.
- [5] GLIGORIJEVIC N, RODIC V, ZIVKOVIC S, et al. Mechanical characterization of composite solid rocket propellant based on hydroxy-terminated polybutadiene[J]. Hemijska Industrija, 2015, 70(3): 67.
- [6] QI H Y, WILKINSON C, OSTERMAN M, et al. Failure analysis and virtual qualification of PBGA under multiple environmental loadings[C]//Electronic Components and Technology Conference. IEEE, 2004.
- [7] 马思鹏. 印刷电路板综合环境加速试验方法研究[D]. 北京: 中国航天科技集团有限公司, 2018: 13-17.
- [8] 张卫. 考虑多失效机理耦合的电子产品寿命预测方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2014: 27-32.
- [9] 李高春, 黄卫东, 董可海. 固体火箭发动机全寿命环境载荷分析[J]. 装备环境工程, 2019, 16(3): 101-105.
- [10] 赵玖玲, 强洪夫. 复合固体推进剂宏观损伤机理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2014: 11-14.