

基于多失效模式的弹上舱段结构件 贮存寿命验证方法

董军超¹, 王凤金², 朱重阳¹

(1.北京强度环境研究所, 北京 100076; 2.北京航天发射技术研究所, 北京 100076)

摘要: **目的** 验证多失效模式下弹上舱段结构件的贮存寿命。**方法** 通过开展贮存条件下失效模式分析, 确定复合材料贮存薄弱环节, 依此制定高温摸底试验方案。开展高温极限应力试验, 确定不改变复合材料失效机理的高温贮存极限应力, 并据此开展加速因子试验, 基于阿伦尼兹模型, 计算不同失效模式的激活能, 并以激活能最小的性能参数作为贮存薄弱环节, 计算舱段结构件加速因子, 设计舱段结构件加速贮存寿命验证试验, 评估其贮存寿命。**结果** 计算了某防热材料各失效模式下的激活能, 确定了其性能参数的薄弱环节, 根据薄弱环节的激活能计算了舱段结构件加速因子和加速贮存试验时间, 验证了其贮存寿命。**结论** 通过确定防热材料的贮存薄弱环节, 开展了加速贮存试验, 验证了舱段贮存寿命。

关键词: 多失效模式; 弹上舱段结构件; 贮存寿命; 验证与评估; 防热材料; 激活能

中图分类号: TJ760

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)10-0080-06

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.10.011

Missile Cabin Storage Life Verification and Assessment Method Based on Multiple Failure Modes

DONG Jun-chao¹, WANG Feng-jin², ZHU Chong-yang¹

(1. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China; 2. Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: The paper intends to verify the storage life of missile cabin based on multiple failure modes. Through the failure mode analysis under storage conditions, the paper determines the weak links of composite materials and formulates the high-temperature test scheme. Carry out high temperature ultimate stress test to determine the high temperature storage ultimate stress that does not change the failure mechanism of composite materials, and conduct the acceleration factor test accordingly. Calculate the activation energy of different failure modes based on Arrhenius model, and take the performance parameter with the minimum activation energy as the storage weak link to calculate the cabin acceleration factor, design the cabin accelerated storage life verification test and evaluate the storage life of the cabin. The activation energy of thermal protection material under different failure modes is calculated and the weak links based on its performance parameters are identified. The cabin's acceleration factor and acceleration storage test time are calculated and the storage life is verified. By identifying the storage weaknesses of thermal protection materials, an accelerated storage test is carried out to verify storage life of the cabin.

收稿日期: 2021-10-19; 修订日期: 2021-12-14

Received: 2021-10-19; Revised: 2021-12-14

作者简介: 董军超 (1990—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为可靠性评估、加速贮存。

Biography: DONG Jun-chao (1990-), Male, Doctor, Engineer, Research focus: reliability assessment, accelerated storage.

引文格式: 董军超, 王凤金, 朱重阳. 基于多失效模式的弹上舱段结构件贮存寿命验证方法[J]. 装备环境工程, 2022, 19(10): 080-085.

DONG Jun-chao, Wang Feng-jin, ZHU Chong-yang. Missile Cabin Storage Life Verification and Assessment Method Based on Multiple Failure Modes[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(10): 080-085.

KEY WORDS: multiple failure modes; missile cabin; storage life; verification and assessment; thermal protection material; activation energy

舱段是导弹弹体结构的重要组成部分, 通常由复合材料和金属材料构成。舱段中金属材料主要承担力学载荷, 复合材料主要承担防隔热性能和变形适应性等^[1]。大量的研究分析表明, 弹上金属材料的贮存寿命远大于复合材料的贮存寿命, 因此舱段结构件的贮存寿命主要由复合材料决定^[2-3]。舱段复合材料在长期贮存过程中, 会经历各种严酷的环境, 承受着力学、热学等多种载荷, 会发生性能退化和失效, 所以对复合材料的贮存寿命验证是导弹贮存延寿工作的重点^[4-7]。

舱段复合材料同时具备拉伸、压缩、剪切等力学性能和热导率、比热容、线膨胀系数等热学性能, 在多种因素的共同作用下, 材料的力学、热学性能会发生改变^[8-13]。研究表明, 复合材料在长期贮存过程中会发生质量损失、树脂基体后固化效应、热老化效应以及界面脱粘现象。考虑到目前针对复合材料长期贮存后性能参数的变化及寿命验证等研究工作较少, 尤其是针对复合材料热学性能长期贮存后性能变化的研究更为匮乏, 本文开展基于多失效模式的弹上舱段结构件贮存寿命验证与评估方法研究。通过分析舱段复合材料在贮存环节的敏感应力和主要失效模式, 然后开展高温应力摸底试验, 确定其性能参数薄弱环节。根据薄弱环节制定加速因子试验方案, 并通过试验获取复合材料力学、热学等多种性能参数随时间的变化趋势, 评估寿命特征参数, 为舱段验证试验提供支撑。

1 复合材料贮存薄弱环节分析

在自然贮存环境中, 复合材料主要受到温度、湿度的影响, 但根据温湿度检测数据, 本文所研究的导弹存放环境对湿度有着较好的控制, 可以有效防止水分子的侵蚀, 湿度对复合材料的影响可以忽略, 因此复合材料在长期贮存中主要考虑的敏感应力为温度应力。根据复合材料的特点和在使用环境中所受应力载荷分析, 选取其性能参数的薄弱环节。导弹舱段结构在贮存环境中会长期经历弹体重力等静力载荷作用, 在发射飞行过程中要承受冲击、加速度、振动等力学环境作用。对材料的力学性能进行考验, 同时也承受着严酷的烧蚀等热学应力。在大气层内高速飞行时, 使得材料承受几百度的高温作用, 对材料的热学性能提出了非常高的要求。

在长期温度应力的作用下, 拉伸、压缩等力学性能和热导率、比热容、防隔热等热学性能发生失效, 直接导致复合材料失效, 因此可以将其看作是材料的失效模式。根据对复合材料进行的失效模式及失效机

理分析, 将拉伸强度、压缩强度等力学性能和热导率、比热容、防隔热、线膨胀系数等热学性能确定为贮存薄弱环节。

2 复合材料加速因子试验及评估方法

2.1 高温摸底试验方法

根据舱段结构件贮存薄弱环节分析结果, 确定拉伸强度、压缩强度等力学性能和热导率、比热容、防隔热、线膨胀系数等热学性能为复合材料贮存薄弱环节, 并据此制定高温摸底试验方案。试验样本为各性能参数的材料级试样。试验采用高温恒定应力施加方式, 根据材料的特点, 选取 n 个不同的应力水平进行摸底, 在每个应力水平下保持一段时间, 具体试验时间需要根据实际情况进行分析, 试验剖面如图 1 所示。试验结束后, 对各应力水平下的试样进行外观及性能检测, 结合检测的情况, 判断最高温度量级, 如果不能明确判断材料在失效机理不变情况下的最高温度, 则采取保守的温度量级进行后续试验。

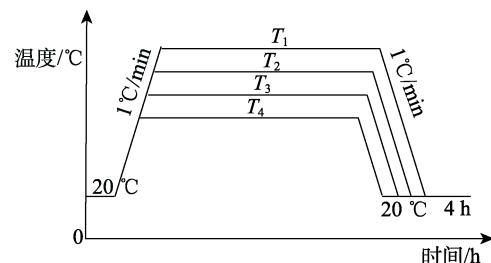


图 1 温度极限应力摸底试验

Fig.1 Assessment test of limit temperature

2.2 加速贮存因子试验及评估方法

2.2.1 试验方法

试验样本为各失效模式下性能参数的材料级试样。对各性能参数采取恒定应力加速试验方法, 选取 n 个不同的温度应力水平, 若正常应力水平为 S_0 , 则 n 个加速应力水平为 S_1, S_2, \dots, S_n , 且 $S_0 < S_1 < S_2 < \dots < S_n$ 。在 n 个应力水平下, 均设置 m 个的试验样本, 在试验期间, 设计 k 个试样检测节点, 定期抽取 m/k 个样本进行性能测试, 得到性能数据 $\{t_{ij}, y_{ij}\} (i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m)$, t_{ij} 为第 i 个应力水平下第 j 个样本的试验时间, y_{ij} 为第 i 个应力水平下第 j 个样本的性能测试结果。若试验期间试样的测试结果达到了失效阈值, 则停止试验; 若试验期间试样的测试结果没有达到失效阈值, 则继续进行试验至规定的试验截尾时间。

2.2.2 激活能计算

复合材料在老化过程中,性能变化指标 P 与老化时间 τ 的关系用式 (1) 描述。

$$P = Ae^{-K\tau^\alpha} \tag{1}$$

式中: P 为性能变化指标; τ 为老化时间; K 为与温度有关的性能变化速率常数; A 为常数; α 为时间指数 (范围为 0~1)。按照式 (1), 根据试验获取的一系列材料性能 P 和老化时间 τ 数据, 可拟合得到性能变化速率常数 K , 即材料的表观老化速率常数。

采用逐次逼近方法尝试确定参数 α , 逼近的准则是 α 精确到小数点后 2 位时, 使 I 值最小。

$$I = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (P_{ij} - \hat{P}_{ij})^2 \tag{2}$$

式中: P_{ij} 为第 i 个试验温度量级下, 第 j 个测试点的性能变化指标试验值; \hat{P}_{ij} 为第 i 个试验温度量级下, 第 j 个测试点的性能变化指标预测值。

在 α 为某一尝试值时, 式 (1) 可变换为:

$$\ln P = \ln A - K\tau^\alpha, \text{ 即 } Y = a + bX。$$

利用最小二乘法, 求得系数 a 、 b 和相关系数 r 。查阅相关系数表, 以置信度和自由度 $f=n-2$ 的 r 值与计算的 r 值进行比较, 若 $|r|$ 计算值 $> r$ 表值, 则 X 与 Y 的线性关系成立, 可用 $Y = a + bX$ 表示, 方程的斜率 b 为相应温度下的性能变化速率常数。若 $|r|$ 计算值 $< r$ 表值, 则 X 与 Y 的线性关系不成立。

由此求得各温度量级下的性能变化速率常数 $K = |b|$ 和 $A = e^a$ 。式 (1) 中 A 的估计值为各温度下 A 的均值, 即:

$$A = \frac{\sum_{i=1}^m A_i}{m} \tag{3}$$

性能变化速率常数 K 与温度 $1/T$ 关系服从阿伦尼兹方程:

$$K = Ze^{-E_a/kT} \tag{4}$$

式中: T 为热力学温度, K ; E_a 为激活能, J/mol; Z 为频率因子, 1/d; k 为玻尔兹曼常数, $k=8.618 \times 10^{-5}$ eV/K。

对式 (4) 以 $Y_i = a_i + b_i X$ 表示, 根据最小二乘法求得 a_i 、 b_i 。由此可求得 m 个温度量级下的速度常数的估计值 $\hat{K} = e^{a_i + b_i X_i}$ 。因此, 可将式 (2) 转化为:

$$I = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (P_{ij} - \hat{P}_{ij})^2 = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (P_{ij} - \hat{A}e^{-k_i \tau_{ij}^\alpha})^2 \tag{5}$$

对 α 的范围进行判断, 通常取值范围为 0~1。针对范围内的每个 α 进行 I 值的求解, 比较分析最小 I 值, 并找到对应的参数 α 。在获得参数 α 的值后, 可以计算得到各温度应力下的退化曲线参数值。利用式 (4) 可得到阿伦尼兹模型参数中激活能的估计值。

3 复合材料舱段结构件寿命验证方法

3.1 舱段结构件竞争失效模型

在温度、静力等载荷长期作用下, 材料的拉伸、压缩等力学性能和热导率、比热容、防隔热等热学性能发生退化, 直接导致复合材料失效。如果将复合材料的理化反应看作失效机理, 将被影响的性能看作失效模式, 质量损失等多种失效机理共同影响着力学、热学性能参数等失效模式, 各失效模式间为竞争失效关系^[14-21]。影响舱段贮存寿命的复合材料竞争失效分析见图 2。阿伦尼兹模型为单一化学反应速率与温度的关系, 即每种失效机理分别对应一个阿伦尼兹方程。因此, 从本质上来说, 材料的激活能是固定的, 但体现在各失效模式上的激活能为各失效机理综合作用的结果, 只能通过统计的方式求取。

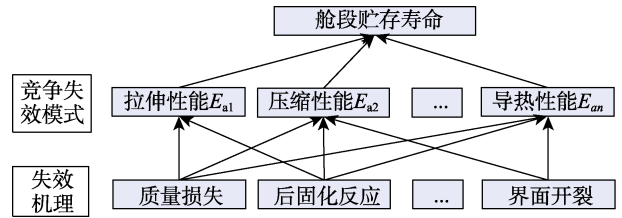


图 2 舱段贮存寿命竞争失效分析
Fig.2 Analysis with competing failure for storage life of cabin

未发生退化的性能可认为在常温贮存过程中也不会发生明显退化, 而发生退化的性能则为复合材料的薄弱环节。根据激活能的定义可以看出, 激活能越低, 化学反应越容易进行, 越容易发生失效。激活能越低, 在验证相同贮存期时需要的试验时间越长。另外, 利用激活能最小的性能参数作为薄弱环节计算舱段试验时间, 其他性能参数加速试验后等效的自然贮存期比需要验证的贮存期更长。因此, 从保守角度考虑, 应该选取失效模式中激活能最小的作为舱段的激活能。

选取最小激活能会造成其他性能参数过考核的情况, 为了尽量避免这种情况发生, 需要分析不同性能参数的激活能数值上的差别, 尤其是差别较大的情况下, 尽量采用较低应力对舱段结构件进行加速试验, 降低过考核的情况。同时, 结合加速因子试验中相关参数的性能退化数据, 初步分析试验后是否会发生故障, 若风险较大, 则更改试验方案。在工程应用中, 一般通过保守的角度对产品进行考核, 若在试验后发现产品其他性能参数不满足指标要求, 则需要对材料开展失效机理分析, 对比加速因子试验中试验件的失效机理, 结合性能参数的对比综合分析故障原因, 对寿命进行评估。

3.2 舱段结构件贮存寿命验证方法

基于上述竞争失效模型, 利用激活能最小的性能

参数作为薄弱环节计算舱段试验时间。为了更好地模拟实际使用情况, 选取相对较低的应力量级进行舱段的加速验证试验。试验采用恒定应力施加方式, 根据薄弱环节激活能和选取的试验温度获得加速因子。

$$AF = \frac{K_1}{K_0} = e^{-\frac{E_a}{k} \left(\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_0} \right)} \quad (6)$$

式中: AF 为加速因子; T_1 为试验温度, K ; K_0 为常温 T_0 下的性能变化速率常数; K_1 为加速温度 T_1 下的性能变化速率常数。

根据复合材料需要验证的贮存寿命和加速因子确定试验时间, 见式 (7)。

$$t = \frac{L}{AF} \quad (7)$$

式中: t 为试验时间; L 为需要验证的寿命指标。

3.3 舱段结构件贮存后可用性验证

试验后, 进行舱段结构件的力学、热学性能测试。若测试结果满足性能指标要求, 则认为舱段结构件满足贮存寿命指标要求。

4 案例分析

对某型弹上舱段结构件隔热材料开展寿命验证。首先根据隔热材料贮存薄弱环节分析, 选取了拉伸强度、断裂伸长率、压缩强度等力学性能和热导率、比热容、线膨胀系数等热学性能作为隔热材料的薄弱环节, 设计防隔热试片, 对复合材料防隔热性能进行综合考核, 从而验证舱段结构件是否满足贮存寿命要求。

针对复合材料开展高温极限应力摸底试验, 分别对材料拉伸强度、断裂伸长率、压缩强度、热导率、比热容、防隔热、线膨胀系数等性能参数进行检测, 结合外观检查结果, 确定了不改变材料失效机理的高温极限应力为 $100\text{ }^\circ\text{C}$ 。

4.1 加速因子试验

试验的应力施加方式为恒定应力。为了更真实地模拟实际贮存环境条件, 选取摸底试验最高量级降低 $10\text{ }^\circ\text{C}$ 的方式确定正式试验的 4 个温度量级为 45 、 60 、 75 、 $90\text{ }^\circ\text{C}$ 。具体试验件清单见表 1。选择 10 个时间点作为测试点。在测试时间点, 试验箱暂时恢复常温进行取样。

防隔热试片经加速贮存试验和热流测试后的状态如图 3 所示。试验结束后, 根据 2.2.2 节评估方法对试验数据进行分析处理。各性能参数随时间变化的趋势如图 4 所示。从图 4 中可以看出, 拉伸强度、压缩强度、热导率、比热容均没有发生明显的退化趋势。防隔热和平均线膨胀系数有明显的退化趋势, 在各温度量级下的退化速率不同, 温度越高, 退化速率越快。

表 1 加速因子试验试样清单
Tab.1 Specimen list for accelerated factor test

试验内容	单次测试个数	试验温度量级个数	测试周期个数	参试数量
拉伸强度、模量、断裂伸长率	5	4	10	200
压缩强度	5	4	10	200
热导率	5	2	10	100
平均比热容	5	2	10	100
防隔热	5	4	10	200
线膨胀系数	5	4	10	200



图 3 防隔热试样测试后状态

Fig.3 Thermal insulation material specimen after detection

根据复合材料加速因子试验结果, 隔热材料各失效模式激活能见表 2。

表 2 隔热材料各失效模式下的激活能
Tab.2 The activation energy of quartz phenolic under different failure modes

序号	失效模式/性能参数	激活能
1	拉伸强度、模量	无退化
2	压缩强度	无退化
3	热导率	无退化
4	平均比热容	无退化
5	防隔热	0.39
6	平均线膨胀系数	0.51

通过上述试验数据及竞争失效理论, 隔热材料贮存薄弱环节为防隔热性能。因此, 确定舱段结构件加速贮存试验的激活能为 0.39 。

4.2 舱段结构件加速贮存验证试验

为了验证舱段结构件贮存寿命, 考虑到最高温度量级 $90\text{ }^\circ\text{C}$ 下试验件颜色外观差别不大, 在不超过极限温度的前提下, 选取 $90\text{ }^\circ\text{C}$ 作为加速贮存试验温度, 以缩短试验时间。试验同样采用恒定应力的施加方式, 假设库房贮存温度为 $25\text{ }^\circ\text{C}$, 可以计算加速贮存温度为 $90\text{ }^\circ\text{C}$ 时, 舱段结构件贮存寿命验证试验的试验时间。

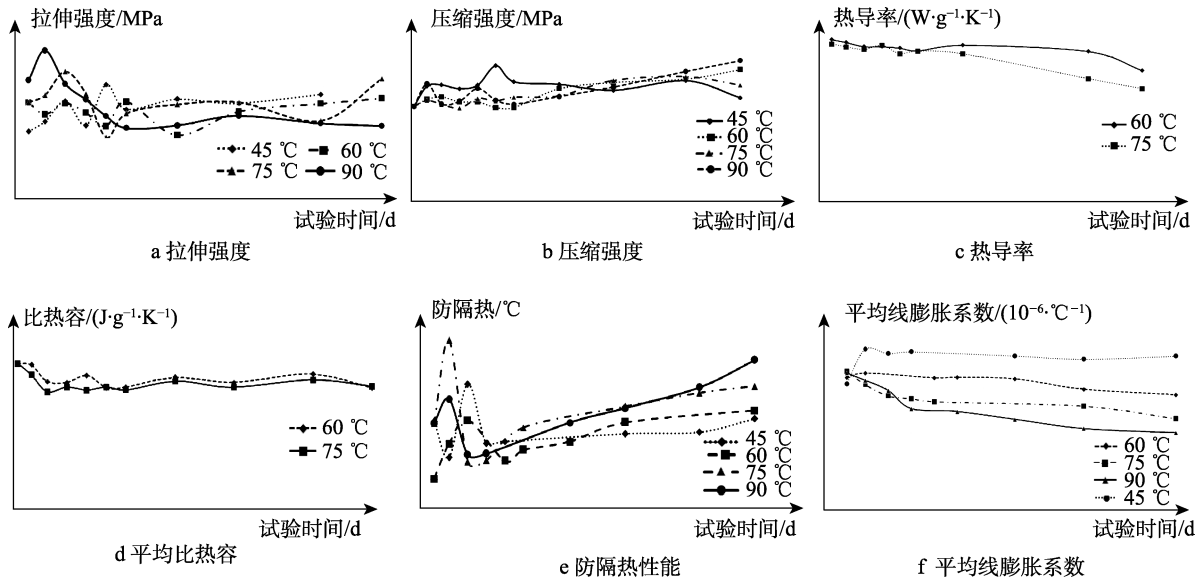


图4 各性能参数随时间的变化趋势

Fig.4 Change trend of each performance parameter over time: a) tensile strength; b) comprehensive strength; c) thermal conductivity; d) mean specific heat; e) thermal insulation; f) mean linear expansion

在舱段结构件高温加速贮存试验结束后,对其进行性能验证试验。对舱段前后端面施加随时间变化的弯矩,同时对舱段的背风面、侧面和迎风面施加随时间变化的热流。试验后对各项性能指标进行分析,符合判据要求,即舱段结构件满足贮存寿命要求。

5 结论

1) 根据舱段复合材料贮存失效机理分析,确定了舱段的薄弱环节,并据此开展试验。通过试件级加速贮存试验,利用评估分析方法,确定热学、力学等各种失效模型下的激活能。

2) 利用竞争失效模式,提出选取失效模式中最小的激活能作为舱段结构件的激活能进行试验验证。

3) 复合材料贮存后性能研究主要集中在力学性能,本文研究发现,热学参数同样为贮存薄弱环节,因此需提高对热学参数的重视。

参考文献:

[1] 赵融, 廖金华. 先进材料与工艺在机载导弹上的研究与应用[J]. 航空制造技术, 2016, 59(S2): 120-125.
ZHAO Rong, LIAO Jin-hua. Research of Advanced Materials and Technologies on Airborne Missile[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(S2): 120-125.

[2] 孟涛, 张仕念, 易当祥. 导弹贮存延寿技术概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013.
MENG Tao, ZHANG Shi-nian, YI Dang-xiang. Life Extension Technology Generality of Missile Storage[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2013.

[3] 周堃, 钱翰博, 周漪, 等. 导弹非金属薄弱环节贮存寿命快速评估[J]. 装备环境工程, 2014, 11(6): 148-152.
ZHOU Kun, QIAN Han-bo, ZHOU Yi, et al. Fast Evaluation of Storage Life of Missile Nonmetal Weak Links[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(6): 148-152.

[4] 焦纲领, 朱曦全, 陈津虎. 海军战术导弹贮存试验方法与寿命评估研究[J]. 强度与环境, 2020, 47(5): 42-47.
JIAO Gang-ling, ZHU Xi-quan, CHEN Jin-hu. Research on Storage Test Method and Life Evaluation of Naval Tactical Missile[J]. Structure & Environment Engineering, 2020, 47(5): 42-47.

[5] 王玉峰, 李高春, 王晓伟. 固体火箭发动机海洋环境下的贮存及寿命预估[J]. 火炸药学报, 2008, 31(6): 87-90.
WANG Yu-feng, LI Gao-chun, WANG Xiao-wei. Storage and Life Prediction of Solid Rocket Motor in Sea Environment[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2008, 31(6): 87-90.

[6] 王静, 冯静, 杨晋勇, 等. 加速贮存与自然贮存对比验证技术研究[J]. 强度与环境, 2015, 42(5): 54-58.
WANG Jing, FENG Jing, YANG Jin-yong, et al. The Research on the Comparison Verification between Accelerated Storage and Natural Storage[J]. Structure & Environment Engineering, 2015, 42(5): 54-58.

[7] 王春晖, 李忠东, 张生鹏. 航空导弹贮存期寿命分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(4): 68-72.
WANG Chun-hui, LI Zhong-dong, ZHANG Sheng-peng. Storage Life Analysis of Aircraft Missile[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(4): 68-72.

[8] 李建伟. 石英/酚醛复合材料 RTM 成型工艺及性能研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
LI Jian-wei. Manufacturing Process and Properties of Quartz Fiber Reinforced Phenolic Resin Composites by

- RTM Process[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
- [9] 王潇敏. 树脂基热防护材料烧蚀传热机理及参数分析[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
WANG Xiao-min. Mechanism and Parameters Analysis on Ablative Heat Transfer of Resin Based Thermal Protection Material[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018.
- [10] 刘佳琦. 环境因素对 T700/HT280 复合材料力学性能的影响[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2017.
LIU Jia-qi. The Effects of Environmental Ageing on Mechanical Properties of T700/HT280 Composites[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2017.
- [11] 马少华, 费昂强, 许良, 等. 热氧老化对碳纤维双马树脂基复合材料性能的影响[J]. 材料工程, 2017, 45(12): 50-57.
MA Shao-hua, FEI Bing-qiang, XU Liang, et al. Influence of Thermal-Oxidative Aging on Property of Carbon Fiber Bismaleimide Resin Composites[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(12): 50-57.
- [12] 胡训传, 李松年, 赵天惠. 复合材料弹翼结构热力学分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 374-378.
HU Xun-chuan, LI Song-nian, ZHAO Tian-hui. Thermomechanical Analysis in Composite Wings of Guided Missile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 374-378.
- [13] 艾涛, 张海师, 吴锋, 等. 双马来酰亚胺树脂基复合材料研究进展[J]. 中国胶粘剂, 2014, 23(5): 50-56.
AI Tao, ZHANG Hai-shi, WU Feng, et al. Research Progresses of Bismaleimide Resin-Composites[J]. China Adhesives, 2014, 23(5): 50-56.
- [14] 罗湘勇, 黄小凯. 基于多机理竞争退化的导弹贮存可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5): 701-705.
LUO Xiang-yong, HUANG Xiao-kai. Storage Reliability Analysis of Missile Based on Multi-Mechanism Competition Degradation Method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5): 701-705.
- [15] 解江, 王泽洲, 李飞, 等. 基于竞争失效建模的导弹贮存寿命评估方法[J]. 火力与指挥控制, 2020, 45(5): 146-149.
XIE Jiang, WANG Ze-zhou, LI Fei, et al. Missile Storage Lifetime Estimation Based on the Competition of Degradation Failure and Outburst Failure[J]. Fire Control & Command Control, 2020, 45(5): 146-149.
- [16] LUO Wei, ZHANG Chun-hua, CHEN Xun, et al. Accelerated Reliability Demonstration under Competing Failure Modes[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 136: 75-84.
- [17] 蔡忠义, 项华春, 王攀, 等. 竞争失效下多元退化建模的导弹贮存寿命评估[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(5): 1183-1188.
CAI Zhong-yi, XIANG Hua-chun, WANG Pan, et al. Missile Storage Lifetime Assessment of Multivariate Degradation Modeling under Competition Failure[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(5): 1183-1188.
- [18] CHEN Yun-xiang, ZHANG Qiang, CAI Zhong-yi, et al. Storage Reliability Assessment Model Based on Competition Failure of Multi-Components in Missile[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2017, 28(3): 606-616.
- [19] JIANG Lei, FENG Qian-mei, COIT D W. Reliability and Maintenance Modeling for Dependent Competing Failure Processes with Shifting Failure Thresholds[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(4): 932-948.
- [20] 丛林虎, 徐廷学, 王骞, 等. 基于退化数据与故障数据的导弹竞争故障预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 522-531.
CONG Lin-hu, XU Ting-xue, WANG Qian, et al. Missile Competing Fault Prediction Based on Degradation Data and Fault Data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(3): 522-531.
- [21] 王华伟, 高军, 吴海桥. 基于竞争失效的航空发动机剩余寿命预测[J]. 机械工程学报, 2014, 50(6): 197-205.
WANG Hua-wei, GAO Jun, WU Hai-qiao. Residual Remaining Life Prediction Based on Competing Failures for Aircraft Engines[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(6): 197-205.

责任编辑: 刘世忠