基于维形要求的新型外热防护材料长期值班贮存寿命评估方法

孙兰，史晨曦，任杰安，孙建亮，曹杰
（北京机电工程研究所，北京 100074）

摘要：目的 针对飞行器新型外热防护材料长期值班贮存期间维形要求，分析其受力特征，设计相关试验，评估其贮存期能否满足维形要求。**方法** 首先，分析新型外热防护材料在长期值班贮存期间的自然环境剖面和力学环境剖面。其次，通过定量分析外热防护层长期值班贮存的受力特点，分别策划蠕变试验方案、重复加卸载试验方案以及温度湿度双因素加速老化试验方案。最后，根据试验结果得到蠕变变形和运输过载变形叠加的累积变形量，作为是否满足外热防护层维形要求的判据。**结果** 设计蠕变试验获取了蠕变应变。重复加载卸载试验表明，最大应变与最大载荷有关，中间加载卸载过程的影响可以忽略。通过温度湿度双因素老化试验，获取了压缩模量的表达式以及压缩模量的老化规律，进而得到了贮存环境下的压缩模量，计算得到了运输过载变形。**结论** 针对飞行器新型外热防护层贮存 20 a 承载部位凹陷变形不大于 1 mm 的维形要求，试验及计算结果表明，蠕变变形和运输过载变形之和为 0.72 mm，满足贮存寿命要求。

关键词：外热防护材料；值班贮存；维形要求；蠕变试验；加速老化试验；寿命评估方法
中图分类号：TJ089 **文献标志码：**A **文章编号：**1672-9242(2025)05-0050-08
DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2025.05.008

Long-term Standby Storage Life Evaluation Method for a Novel Thermal Protection Material Based on Maintainability Requirements

SUN Lan, *SHI Chenxi*, *REN Jiean*, *SUN Jianliang*, *CAO Jie*
(Beijing Institute of Mechanic and Electric Engineering, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: In order to meet the maintainability requirements of the novel thermal protection material for the spacecraft during long-term standby storage, the work aims to analyze the loading characteristics of the material, design the relevant experiments, and evaluate whether the material can meet the maintainability requirements during the storage. Firstly, the natural and mechanical environmental profiles of the novel thermal protection material during long-term standby storage were analyzed. Secondly, the loading characteristics of the material were quantitatively analyzed to develop the creep test, repeat load-unload test and temperature-humidity accelerated aging test. The deformation of the novel thermal protection material, which was caused by the superposition of creep deformation and transportation overload deformation, served as the criteria for determining whether the thermal protection layer met its maintainability requirements. The creep test was designed to obtain creep strain. The repeat load-unload test showed that the maximum strain was related to the maximum load, while the intermediate loading

收稿日期：2025-03-27；**修订日期：**2025-04-16
Received: 2025-03-27; **Revised:** 2025-04-16
引文格式：孙兰，史晨曦，任杰安，等. 基于维形要求的新型外热防护材料长期值班贮存寿命评估方法[J]. 装备环境工程，2025，22(5): 50-57.
SUN Lan, SHI Chenxi, REN Jiean, et al. Long-term Standby Storage Life Evaluation Method for a Novel Thermal Protection Material Based on Maintainability Requirements[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(5): 50-57.

and unloading processes could be neglected. Through the temperature-humidity accelerated aging test, the compressive modulus expression and its aging law were obtained, allowing the determination of the compressive modulus under storage conditions and the calculation of transportation overload deformation. Aiming at the maintainability requirement that the concave deformation of the bearing part of the novel thermal protection layer of the spacecraft is not more than 1 mm after 20 years of storage. The test and calculation results show that the sum of creep deformation and transportation overload deformation is 0.72 mm, which meets the storage life requirements.

KEY WORDS: thermal protection material; long-term standby storage; maintainability requirements; creep test; accelerated aging test; life evaluation method

飞行器外防热复合材料有物理性能、力学性能、经济性等要求[1]。一种新型外热防护材料由于其密度小，质量轻，承载能力强，成形工艺好，成本低，易于实现大面积应用，可满足多个飞行器的使用要求。然而，该新型热防护材料是飞行器长期贮存过程中的薄弱环节，是影响飞行器贮存寿命最重要的因素。

长期贮存寿命的评估常用自然贮存试验评估和加速寿命试验等方法。吴明强等[2]针对加速老化试验设计，提出了详细设计流程。参照设计流程，解决新型外热防护材料的贮存寿命问题关键在于：新型外热防护材料的敏感环境因素是什么，环境效应表征参数和寿命失效判据是什么，如何选取加速老化模型。

在复合材料的敏感环境因素方面，大量文献[3-12]进行了研究，研究表明，在外界影响因素中，湿热环境下复合材料吸湿所导致的力学性能退化是影响服役寿命的最重要方面。董军超等[13]测试了 3 种复合材料 2 个方向的拉伸强度、拉伸模量、压缩强度、压缩模量等参数，结果表明，不同复合材料的组成成分不同，对湿热环境的适应能力不同，建议对新研复合材料要进行湿热环境的加速试验，检验材料在长期贮存环境下的耐湿性能。

在贮存环境效应表征参数及失效判据方面，不同文献[14-17]提出不同的观点。郭文营等[15]在研究多个性能指标的情况下，选取具有良好性能退化规律的参数作为贮存环境效应表征参数。董军超等[16]提出了在多种失效模式下，选取失效模式中激活能最小的失效模式，从而确定贮存环境效应表征参数。李超等[17]以弯曲强度下降 30%和 50%作为失效判据，得到复合材料的寿命分别为 15、23.1 a。可见，选取不同的贮存环境效应表征参数及失效判据，得到的寿命结论完全不同。

在加速老化模型选取方面，与环境因素、老化机理、产品类型及寿命分布有关[18-23]。许胜刚等[18]提出了机载导弹的低温加速试验模型、高低温交变加速模型、高温高湿加速模型。李敏伟等[21]总结了不同种类产品的寿命分布及加速老化模型。针对复合材料温度湿度双因素加速贮存试验，一般采用广义艾林模型和 Peck 模型[15]。

赵云峰等[23]提出决定航天产品贮存寿命的因素很多，既有贮存、使用环境条件等外在因素，也有设计、原材料及制品老化等内在因素。因此，结合实际应用情况，分析航天产品外部环境因素以及应用要求也很重要。叶素娟等[24]研究了载荷、温度等环境条件对不同改性 PTFE 复合材料压缩蠕变的影响。

本文飞行器的新型外热防护层属于轻质多孔复合材料，对于温度湿度比较敏感。分析了飞行器外热防护层在长期值班贮存期间的自然环境剖面和力学环境剖面，结合外热防护层的维形要求，提出了聚焦于外热防护层的压缩力学性能退化问题。通过分析外热防护层长期值班贮存的受力特点，分别策划了蠕变试验方案、重复加载卸载试验方案和温度湿度双因素加速老化试验方案，提出了以累积变形量是否超过外热防护层维形要求为失效判据的贮存寿命评估方法。

1　飞行器新型外热防护层外部环境分析

飞行器外热防护层的结构如图 1 所示，外热防护层由胶黏剂固定在飞行器基体材料上。飞行器在地面使用阶段，绝大部分时间以包装箱方式存放在库房中，少数时间会出现带包装箱运输情况。从环境剖面分析，由于有包装箱的保护，排除了太阳辐射等外部环境的影响，外热防护层经历的主要自然环境为温度和湿度。在库房静置状态下，局部外热防护层作为承载结构，承受飞行器的重量，压缩应力约为 0.3 MPa，其特点是长时间、小量级作用。带包装箱运输状态下，运输过载导致压缩应力增加，载荷范围在 0.3~0.9 MPa，其特点是短时间频繁加载卸载。飞行器飞行阶段，外热防护层面临气流冲刷和气流挤压，以及舱体变形后施加到外热防护层上的面内拉伸或压缩应力。

2　外热防护层失效模式分析

综合地面贮存运输和飞行阶段外热防护层的受力状态，可将失效模式归结为下面 3 类。

图 1　飞行器外热防护层
Fig.1 Thermal protection layer of the spacecraft

2.1　外热防护层受气流冲刷剥离失效

飞行器经历地面长期值班贮存后，飞行阶段受到高温高速气流冲刷，导致外热防护层剥离失效。这种失效模式对应的地面试验验证，通常是用贮存老化后的外热防护层试样进行电弧风洞试验，模拟高温高速气流对外热防护层的冲刷作用，检验外热防护层的完整性。

2.2　外热防护层基体弯曲变形导致失效

飞行器飞行过程中，外热防护层随基体结构发生弯曲变形，可能会出现变形不协调导致的外热防护层脱黏情况，或者在拉伸部位产生较大的拉伸应力导致热防护材料开裂，或者在压缩部位产生较大的压缩应力导致热防护材料出现挤压变形。

这种失效模式可以用四点弯曲梁进行验证，如图 2 所示。将贮存老化后的外热防护层试样加热到飞行环境的温度，然后进行四点弯曲梁试验，可以验证外热防护材料随基体结构发生弯曲变形的变形匹配特性。试验件尺寸为 200 mm×75 mm×3 mm，热防护层厚度为 15 mm，加载速率为 5 mm/min，加载位移为 15 mm。由试验结果可以看出，外热防护层与飞行器基体材料变形协调，未出现脱黏等破坏。

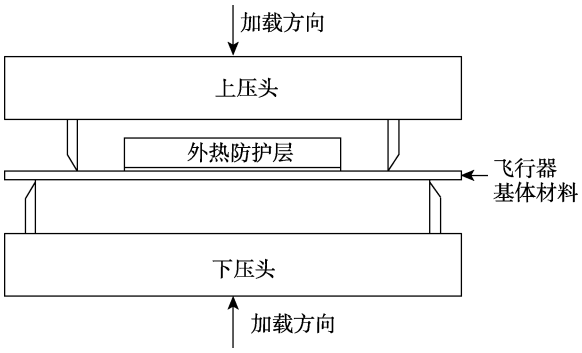

图 2　四点弯曲梁试验
Fig.2 Four-point bending beam test

2.3　外热防护层法向凹陷导致局部破坏

飞行器在地面长时间值班贮存期间，局部外热防护层为承力结构，承受较大的压缩应力。随着贮存时间的增加，压缩性能下降，此时遭遇较大的运输过载可能会导致承力部位出现不可恢复的凹坑，破坏了外热防护层的维形要求。在飞行过程中，进一步遭受气动压力的作用，可能会导致局部烧蚀或变形阶差引起局部密封破坏等。本文针对这种失效模式开展研究。

从外热防护层的环境剖面看，能产生法向凹陷的受力状态是：外热防护层在飞行器静置状态下，受长时间小量级压缩载荷作用，产生压缩蠕变变形 ε_r，以及飞行器在运输过载状态大量级短时间压缩载荷作用下的压缩变形 ε_p。外热防护层的总压缩应变包含这 2 部分的贡献：

$$\varepsilon=\varepsilon_r+\varepsilon_p \tag{1}$$

在确定 ε_r 的过程中，需考虑长时间加载产生的蠕变效应。在确定 ε_p 的过程中，需要考虑运输过载状态的受力特点是在 0.3~0.9 MPa 频繁地加载卸载，需要明确运输过程产生的最大应变仅与最大应力有关，还是与中间过程应力也相关。此外，运输可能发生在长时间贮存之后，因此还需考虑长期贮存引起的压缩性能下降。

综上所述，为达到计算总压缩应变的目的，策划了蠕变试验、常温下重复加载卸载试验以及温湿度加速老化试验。

3　试验过程及试验结果分析

3.1　蠕变试验

试验件材料为外热防护材料，试验件尺寸为 30 mm×30 mm×15 mm，载荷大小为 270 N。将外热防护材料放置于试验机上，施加 0.3 MPa 的压缩应力，测量材料的厚度变化，进而得到材料的压缩应变。试验结果如图 3 所示，在加载的 3 h 之内，应变随时间增大，之后保持不变，最大应变为 0.013 4。

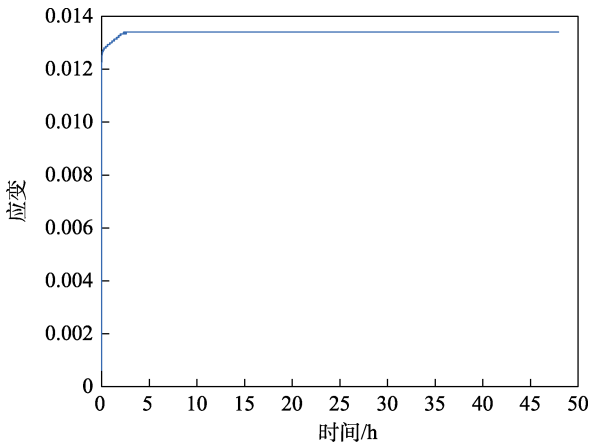

图 3　蠕变试验结果
Fig.3 Creep test results

3.2　常温下重复加载卸载试验

设计 2 个加载剖面，比较 2 种加载模式下的应变结果，如图 4 所示。加载方式 1：在 1 min 时间内，从 0 加载至 0.9 MPa；加载方式 2：经历 0.4、0.6、0.8 MPa 中间加载过程，最后加载至 0.9 MPa，每次加载时间均为 1 min。将 2 个试样放置于材料试验机上，分别采取 2 种加载方式加载压缩应力，测量其厚度变化，进而得到压缩应变。

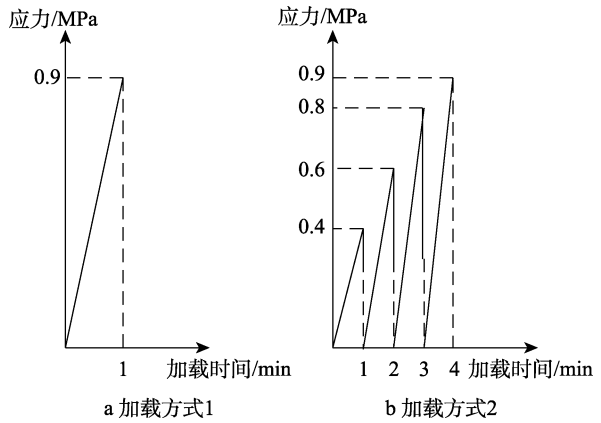

图 4　2 种加载方式

Fig.4 Two loading methods: a) loading method 1; b) loading method 2

试验结果如图 5 所示。加载方式 1 的最大应变为 0.019 55，加载方式 2 的最大应变为 0.019 79，两者相差 1.2%。可见，2 种加载方式的结果相差不大。由此可知，在公路运输工况下，应变的最大值与过程关系不大，仅取决于最大受力状态。公路运输过程是不同量级载荷加载卸载过程，仅需关注最大载荷状态即可，可以忽略中间的小载荷状态。

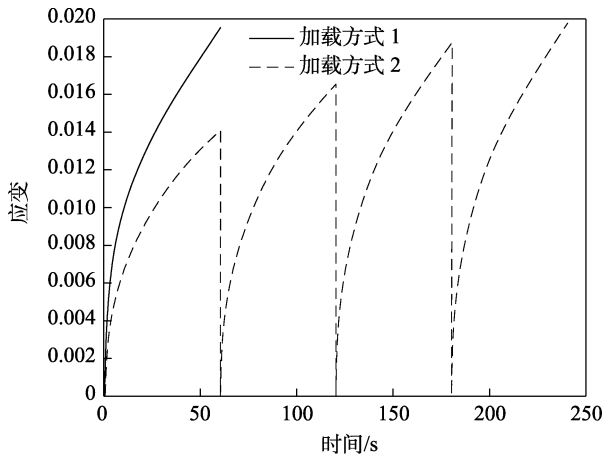

图 5　不同加载方式下应变测量结果

Fig.5 Strain measurement results under different loading methods

3.3　温湿度加速老化试验

将试验箱分别调整至表 1 所示 4 种温湿度组合试验条件，将外热防护材料放入试验箱进行老化试验，隔一段时间取样进行压缩性能测试。将老化后样件在材料试验机上，并施加压缩载荷，加载剖面为图 4a 所示的加载方式 1，即在 1 min 内压缩载荷从 0 变化至 0.9 MPa，同时测量老化后样件的厚度变化，从而得到应变。样件在 95 ℃、40%RH 试验箱中老化 3 d 的应力应变如图 6 所示。

表 1　加速老化试验条件

Tab.1 Accelerated aging test conditions

序号	温度/℃	湿度/%
1	50	95
2	70	85
3	95	10
4	95	40

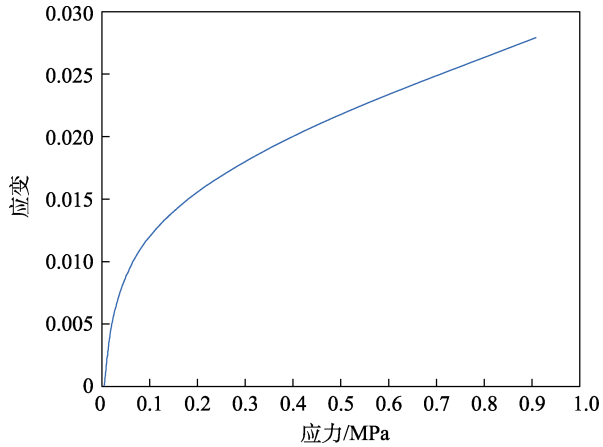

图 6　在 95 ℃、RH40%老化 3 d 的应力应变

Fig.6 Stress and strain under 95 ℃ and RH40% aging for 3 days

3.3.1　压缩性能的表征

由图 6 可知，新型外热防护材料的应力应变关系为非线性关系。压缩性能的表征方法有很多种，例如 3%的压缩强度、最大压缩强度、压缩变形量等。本文基于计算压缩变形的目的，提出了简化的压缩性能表征方法。

首先，计算压缩模量：

$$E=\mathrm{d}\sigma/\mathrm{d}\varepsilon \tag{2}$$

将图 6 的应力应变数据微分后得到的压缩模量与应力的关系，如图 7 所示。结合图 6 和图 7 可知，压缩应力在 0.6~0.9 MPa，压缩模量基本不变。此时的压缩模量记为 E_b，在 0~0.6 MPa。将压缩模量与应力的关系简化为线性关系：

$$E=\begin{cases}\dfrac{E_b-a}{0.6}\sigma+a, 0<\sigma<0.6\\ E_b, 0.6\leqslant\sigma\leqslant 0.9\end{cases} \tag{3}$$

式中：a 为压缩应力接近 0 时的压缩模量（结合多组数据的经验值，取 a=5 MPa）；E_b 为 0.6 MPa 之后的压缩模量。

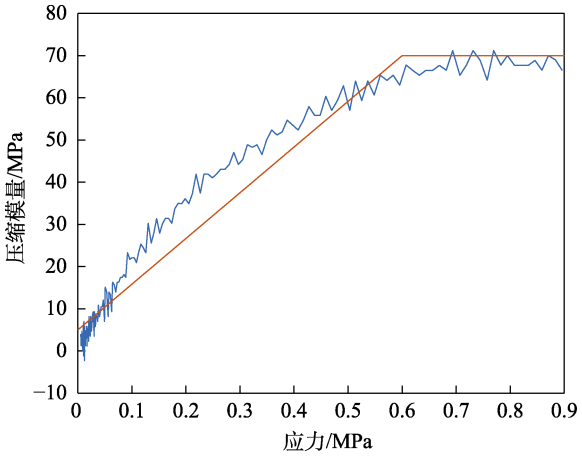

图 7　应力压缩模量曲线

Fig.7 Stress compression modulus curve

根据式（2）、（3），通过积分可以获得应变：

$$\varepsilon_p=\int_0^{0.9}\frac{1}{E}\mathrm{d}\sigma=\int_0^{0.6}\frac{1}{\frac{E_b-a}{0.6}\sigma+a}\mathrm{d}\sigma+\int_{0.6}^{0.9}\frac{1}{E_b}\mathrm{d}\sigma \tag{4}$$

可微调 E_b 的取值，确保由式（4）计算得到的应变值与图 6 的应变值相差不大。例如，在图 7 所示的数据条件下，可取 a=5 MPa，E_b=70 MPa，代入式（4），计算得到的应变值为 0.028 6。在图 6 所示 0.9 MPa 下的应变试验值为 0.028，两者相差 2.1%，认为压缩模量的简化模型（3）的精度在可接受范围内。按照上述方法，每组应力应变数据可以用唯一参数 E_b 表征，即压缩性能用压缩模量 E_b 表征。

3.3.2　压缩模量 E_b 与老化时间的关系

由 3.3.1 节的方法可以得到 4 种温湿度组合下不同老化时间的压缩模量 E_b，见表 2。

将表 2 的数据用式（5）的数学模型进行拟合：

$$E_b=E_{b0}\mathrm{e}^{-\lambda t+b} \tag{5}$$

两边取对数得：

$$\ln\left(E_b/E_{b0}\right)=-\lambda t+b \tag{6}$$

式中：E_{b0} 为初始压缩模量；t 为老化时间；λ 和 b 为线性拟合系数。拟合结果如图 8 所示，公式（5）中的线性拟合系数 λ 和 b 见表 3。由表 3 可知，线性拟合的相关系数 R，均大于相关系数检验临界值 $r_\alpha(n-2)$=0.847（α 为显著性水平，取 0.001，n 为样本数，本例中为 11），表明式（6）的线性关系成立。

3.3.3　加速老化试验条件与实际贮存环境的联系

由式（5）及表 3 可以得到 4 种温湿度组合条件下，压缩模量 E_b 与老化时间的关系，计算结果见表 4。

表 2　4 种温度湿度组合下不同老化时间的压缩模量 E_b

Tab.2 Compressive modulus E_b under four temperature and humidity combinations for different aging time

老化时间/d	95 ℃，40%	95 ℃，10%	70 ℃，85%	50 ℃，95%
0	68.4	68.4	79.3	79.3
3	70.0	65.8	79.6	78.9
6	68.6	65.5	78.6	78.4
11	64.7	65.9	76.6	79.0
16	63.3	66.3	76.8	79.1
21	61.4	65.2	77.9	78.1
31	64.8	62.7	76.2	77.5
41	61.1	61.3	72.5	77.3
66	56.5	62.0	71.3	76.5
81	55.6	60.4	72.6	75.1
96	52.9	59.8	68.7	75.8

加速老化试验条件与实际贮存环境下的寿命关系通常用广义艾林模型联系：

$$t=\frac{A}{T}\mathrm{e}^{\frac{B}{KT}}\mathrm{e}^{V\left(C+\frac{D}{KT}\right)} \tag{7}$$

式中：t 为寿命；A、B、C、D 为待定常数；K 为玻尔兹曼常数，K=8.617×10^{-5} eV/℃；T 为热力学温度；V 为相对湿度。

对式（7）两边取对数得：

$$\ln\left(t\cdot T\right)=a+b\frac{1}{T}+cV+d\frac{V}{T} \tag{8}$$

式中：a、b、c、d 为待定常数。

将 4 组温湿度条件及老化时间代入式（8），可以解得 a、b、c、d，再将实际贮存环境（25 ℃，40%）代入式（8），可以得到实际贮存老化时间，见表 4。

3.4　计算总压缩应变 ε

1）计算运输过载压缩应变 ε_p：考虑到外热防护材料的弹性模量 E_{b0} 有一定的散布范围，在 60~80 MPa，计算运输过载压缩应变时，取弹性模量 E_{b0} 的下限为 60 MPa。运输过载压缩应变 ε_p 的计算过程见表 5。表 4 最后一列为实际贮存环境下的老化天数，在表 5 第一列中转换为以 a 为单位的贮存时间。表 5 中第二列对应表 4 中第一列的弹性模量 E_b（其中 E_{b0} 为 60 MPa），将 E_b 的表达式代入式（4）积分后可以得到 ε_p。

2）获取蠕变压缩应变 ε_r：根据 3.1 节蠕变试验结果，蠕变压缩应变为 0.013 4。

3）计算总压缩应变：根据式（1），总压缩应变为蠕变压缩应变和运输过载压缩应变之和。

由表 5 可知，贮存期 1.9~32.3 a，总压缩应变的变化率为 6.1%，可见压缩性能退化比较缓慢。

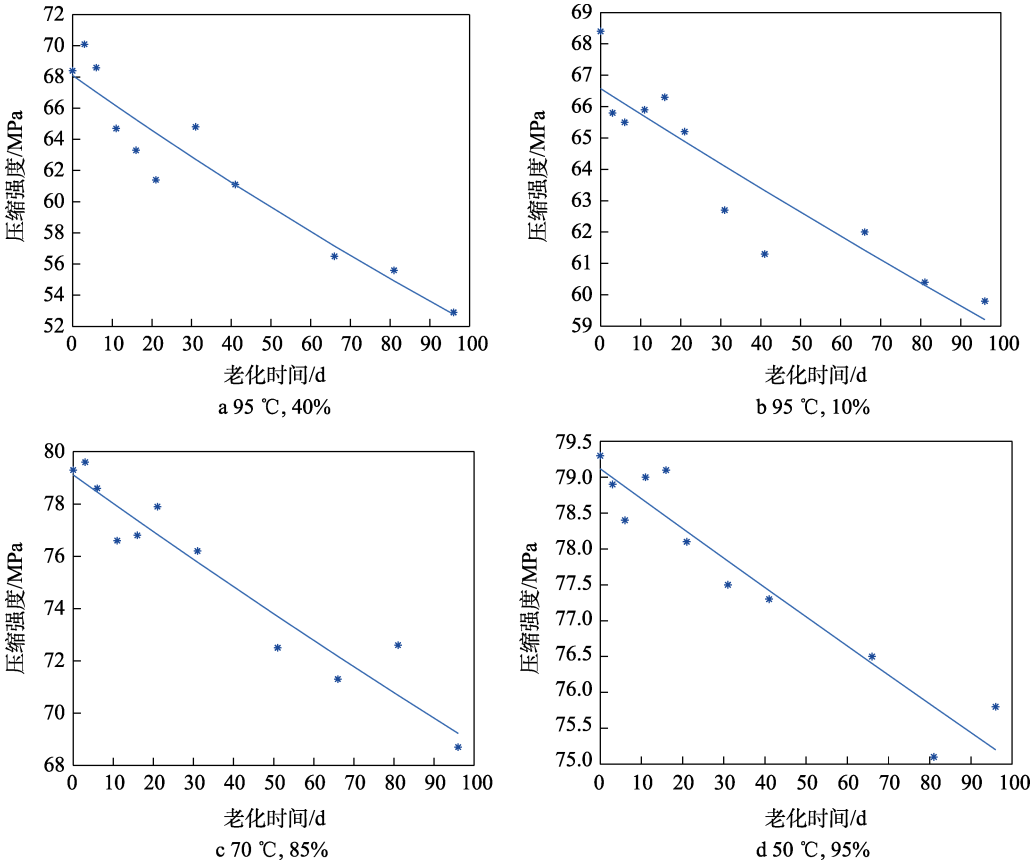

图 8　压缩模量与老化时间的关系

Fig.8 Relationship between compressive modulus and aging time

表 3　压缩模量拟合系数

Tab.3 Compressive modulus fitting coefficient

温湿度	λ	b	相关系数 R	$r_\alpha(n-2)$ (查表)
50 ℃，95%	0.000 5	–0.002 3	0.954 3	0.847(α=0.001,n=11)
70 ℃，85%	0.001 4	–0.002 3	0.959 8	0.847(α=0.001,n=11)
95 ℃，10%	0.001 5	–0.022 6	0.922 7	0.847(α=0.001,n=11)
95 ℃，40%	0.002 7	–0.004 3	0.958 0	0.847(α=0.001,n=11)

表 4　压缩模量与老化时间的关系

Tab.4 Relationship between compressive modulus and aging time

E_b	老化时间/d				a	b	c	d	老化时间 (25 ℃,40%)/d
	95 ℃,40%	95 ℃，10%	70 ℃，85%	50 ℃，95%					
92% E_{b0}	29.3	40.5	57.9	162.2	–0.5	3 769	–6.7	2078	682
91% E_{b0}	33.3	47.8	65.7	184.0	–3.4	4 897	–4.1	1078	1 233.6
90% E_{b0}	37.4	55.2	73.6	206.1	–5.4	5 691	–2.3	376.7	1 922.6
89% E_{b0}	41.6	62.6	81.6	228.5	–6.7	6 205	–1.2	–74.5	2 645.6
88% E_{b0}	45.7	70.2	89.7	251.1	–8.3	6 862	0.4	–660.7	3 807.1
87% E_{b0}	50	77.8	97.8	273.9	–9.0	7 160	1.0	–916.5	4 717.5
86% E_{b0}	54.3	85.5	106.1	297.0	–9.9	7 509	1.8	–1 228.5	5 914.7
85% E_{b0}	58.6	93.3	114.4	320.4	–10.6	7 817	2.5	–1 496.3	7 252.3
84% E_{b0}	63	101.2	122.9	344.1	–11.3	8 078	3.1	–1 729.3	8 681.7
83% E_{b0}	67.4	109.2	131.4	368.1	–11.8	8 314	3.6	–1 933.6	10 245
82% E_{b0}	71.9	117.2	140.1	392.3	–12.3	8 497	4.1	–2 098.4	11 780
81% E_{b0}	76.5	125.4	148.9	416.8	–12.6	8 649	4.4	–2 234.2	13 344
80% E_{b0}	81.1	133.7	157.7	441.7	–12.9	8 786	4.7	–2 350.4	14 988

表 5 计算压缩应变

Tab.5 Calculation of compressive strain

贮存时间/a	压缩模量 E_b/MPa	运输过载压缩应变 ε_p	蠕变压缩应变 ε_r	总压缩应变 ε
1.9	55.2	0.032 3	0.013 4	0.045 7
3.4	54.6	0.032 5	0.013 4	0.045 9
5.3	54	0.032 8	0.013 4	0.046 2
7.2	53.4	0.033 1	0.013 4	0.046 5
10.4	52.8	0.033 3	0.013 4	0.046 7
12.9	52.2	0.033 6	0.013 4	0.047 0
16.2	51.6	0.033 9	0.013 4	0.047 3
19.9	51	0.034 2	0.013 4	0.047 6
23.8	50.4	0.034 5	0.013 4	0.047 9
28.1	49.8	0.034 8	0.013 4	0.048 2
32.3	49.2	0.035 1	0.013 4	0.048 5

4 寿命评估

本文针对 2.3 节的外热防护层维形失效模式，开展了飞行器的寿命评估。飞行器承重部位的外热防护材料厚度为 15 mm，飞行器维形要求长期贮存值班期间外热防护层凹陷尺寸不超过 1 mm，贮存寿命不低于 20 a。针对上述要求，利用表 5 的数据计算总应变 ε，表 5 中 23.8 a 对应的运输过载压缩应变为 0.034 5，蠕变应变为 0.013 4，总应变为 0.047 9，乘以外热防护层的厚度 15 mm，可以得到总变形为 0.72 mm，小于凹陷尺寸不小于 1 mm 的要求，因此满足贮存寿命不低于 20 a 的要求。

5 结论

本文针对飞行器新型外热防护层长期贮存值班的维形要求开展了寿命评估，得出如下结论：

1）承载部位的外热防护层的压缩变形由蠕变压缩变形和运输过载压缩变形组成，其中蠕变压缩变形由蠕变试验获取，运输过载压缩变形可以仅考虑最大压缩载荷，中间重复加载卸载的小量级压缩载荷可以忽略不计，同时运输过载压缩变形需考虑贮存时间对压缩性能的老化影响。

2）建立了新型外热防护材料压缩模量与压缩应力的关系，在 0~0.6 MPa 可简化为线性关系，在 0.6~0.9 MPa 压缩模量基本不变。以压缩模量为表征参数，获取了 4 种温湿度组合环境下的老化模型，并建立了实际贮存时间与压缩模量退化的定量关系。

3）针对本文飞行器，贮存 23.8 a 对应的压缩变形结果为 0.72 mm，小于凹陷不超过 1 mm 的维形要求，满足贮存期不小于 20 a 的寿命要求。后续需要结合实际贮存数据，进一步验证和修正贮存寿命的加速试验评估结果。

参考文献：

[1] 王静, 杨杰, 赵文斌. 航天飞行器外防热复合材料发展概况[J]. 材料导报, 2018, 32(S2): 425-429.
WANG J, YANG J, ZHAO W B. Development of External Thermal Protection Composites for Spacecraft[J]. Materials Reports, 2018, 32(S2): 425-429.

[2] 吴明强, 吴超仑, 罗凯. 加速老化试验优化分析与设计[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(12): 2799-2801.
WU M Q, WU C L, LUO K. Optimize the Design of Equipment Accelerated Aging Testing[J]. Computer Measurement & Control, 2010, 18(12): 2799-2801.

[3] 潘峤, 韩保红, 汤智慧, 等. 碳纤维增强复合材料的环境适应性研究进展[J]. 环境技术, 2016, 34(5): 102-106.
PAN Q, HAN B H, TANG Z H, et al. Environmental Durability of Carbon Fiber Reinforced Polymer/Plastic: A Recent Literature Review of Theories and Researches Development[J]. Environmental Technology, 2016, 34(5): 102-106.

[4] 王云英, 刘杰, 孟江燕, 等. 纤维增强聚合物基复合材料老化研究进展[J]. 材料工程, 2011, 39(7): 85-89.
WANG Y Y, LIU J, MENG J Y, et al. A Review on Aging Behaviors of Fiber Reinforced Polymer-Matrix Composites[J]. Journal of Materials Engineering, 2011, 39(7): 85-89.

[5] 袁瑾. 玻璃纤维/酚醛烧蚀防热材料贮存老化性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
YUAN J. Study on Storage Aging Properties of Glass Fiber/Phenolic Ablative Thermal Protection Materials[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.

[6] 魏程, 王威力, 李刚, 等. 环氧树脂/玻璃纤维复合材料加速湿热老化机理研究[J]. 纤维复合材料, 2023, 40(2): 58-62.
WEI C, WANG W L, LI G, et al. Study on the Mechanism of Accelerated Hydrothermal Aging of Epoxy/Glass Fiber Composites[J]. Fiber Composites, 2023, 40(2): 58-62.

[7] 牛一凡, 李璋琪, 朱晓峰. 全湿热场下碳纤维/环氧树脂复合材料弯曲性能及寿命预测[J]. 复合材料学报, 2020, 37(1): 104-112.
NIU Y F, LI Z Q, ZHU X F. Flexural Properties and Life-Time Estimation of Carbon Fiber/Epoxy Composite under Hygrothermal Conditions[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(1): 104-112.

[8] 樊俊铃, 马国庆, 焦婷, 等. 温度和湿度对碳纤维增强复合材料老化影响研究综述[J]. 航空科学技术, 2023, 34(9): 1-13.
FAN J L, MA G Q, JIAO T, et al. Review on the Effects of Temperature and Moisture on the Aging of Carbon Fiber Reinforced Polymers[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(9): 1-13.

[9] 张凤玲, 宋体杰, 马克明, 等. T300/QY8911 复合材料湿热行为的研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(2): 32-35.
ZHANG F L, SONG T J, MA K M, et al. Hydrothermal Behaviors of T300/QY8911 Composites[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(2): 32-35.

[10] 陈源, 李小平, 罗勇, 等. 包装箱用碳纤维增强复合材料贮存寿命研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(8): 111-114.
CHEN Y, LI X P, LUO Y, et al. Storage Life of Carbon Fiber Reinforced Composite of Packing Box[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(8): 111-114.

[11] 夏开心, 龚愉, 单泽宇, 等. 金属-复合材料胶接结构老化脱黏行为研究进展[J]. 装备环境工程, 2023, 20(10): 8-21.
XIA K X, GONG Y, SHAN Z Y, et al. Research Progress of Aging Debonding for Metal-Composite Bonding Structures[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(10): 8-21.

[12] 黄亚江, 叶林, 廖霞, 等. 复杂条件下高分子材料老化规律、寿命预测与防治研究新进展[J]. 高分子通报, 2017(10): 52-63.
HUANG Y J, YE L, LIAO X, et al. The Degradation Behavior, Service Lifetime Prediction and Stabilization Strategy of Polymeric Materials under Complex Condition[J]. Polymer Bulletin, 2017(10): 52-63.

[13] 董军超, 胡恩来, 韩铭. T800 复合材料弹体结构湿热环境贮存寿命研究[J]. 环境技术, 2020, 38(S1): 98-103.
DONG J C, HU E L, HAN M. Study on Storage Life of T800 Composite Projectile Structure in Hot and Humid Environment[J]. Environmental Technology, 2020, 38(S1): 98-103.

[14] 黄超, 陶春虎, 王占彬, 等. T300/648 复合材料湿热老化行为与贮存寿命预测[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(11): 137-140.
HUANG C, TAO C H, WANG Z B, et al. T300/648 Composite Material Hygrothermal Ageing Behaviour and Life Prediction of Storage[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2013, 34(11): 137-140.

[15] 郭文营, 仲莹莹, 郑玉侠, 等. 防热复合材料湿热老化行为与贮存寿命研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(7): 53-59.
GUO W Y, ZHONG Y Y, ZHENG Y X, et al. Heat and Humid Aging Behaviour and Storage Life of Heat-Resistance Composite Materials[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(7): 53-59.

[16] 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): 80-85.
DONG J C, WANG F J, ZHU C Y. Missile Cabin Storage Life Verification and Assessment MethodBased on Multiple Failure Modes[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(10): 80-85.

[17] 李超, 陈孝银, 牟献良. TDE-85 环氧/碳纤维复合材料热老化试验研究[J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 36-38.
LI C, CHEN X Y, MU X L. Study of TDE-85 Epoxy/Carbon Fiber Composite Material by Thermal Ageing Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 36-38.

[18] 许胜刚, 陆家乐, 李劲. 机载导弹贮存寿命评估方法研究[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2023, 41(1): 1-4.
XU S G, LU J L, LI J. Study on Evaluation Method of Airborne Missile Storage Life[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2023, 41(1): 1-4.

[19] 余海燕, 吴航宇, 石慧茹. 湿热环境中碳纤维复合材料层合板的强度退化及老化寿命预测[J]. 机械工程材料, 2021, 45(4): 40-45.
YU H Y, WU H Y, SHI H R. Strength Degradation and Aging Life Prediction for Carbon Fiber Reinforced Polymers Laminates in Hygrothermal Environment[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2021, 45(4): 40-45.

[20] 张凯, 佘祖新, 王玲, 等. 导弹用高硅氧/酚醛结构件贮存寿命评估[J]. 装备环境工程, 2022, 19(4): 36-40.
ZHANG K, SHE Z X, WANG L, et al. Storage Life Evaluation of Silica Phenolic Component Used in Missile[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(4): 36-40.

[21] 李敏伟, 傅耘, 王丽, 等. 加速贮存寿命试验设计方法研究[J]. 装备环境工程, 2014, 11(4): 58-64.
LI M W, FU Y, WANG L, et al. Study of the Design Method of the Accelerated Storage Life Testing[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(4): 58-64.

[22] 王威力, 魏程, 田晶. 碳纤维复合材料的湿热老化模型研究[J]. 复合材料科学与工程, 2023(11): 44-48.
WANG W L, WEI C, TIAN J. Research on Hygrothermal Ageing Models of Carbon Fiber Composites[J]. Composites Science and Engineering, 2023(11): 44-48.

[23] 赵云峰, 许文. 航天产品非金属材料/制品贮存寿命评估技术[J]. 宇航材料工艺, 2015, 45(6): 17-21.
ZHAO Y F, XU W. Shelf Life Prediction Technology of Nonmetallic Materials/Parts Applied in Aerospace Industry[J]. Aerospace Materials & Technology, 2015, 45(6): 17-21.

[24] 叶素娟, 禹权, 李国一, 等. 密封用 PTFE 复合材料的压缩蠕变性能[J]. 工程塑料应用, 2019, 47(2): 88-92.
YE S J, YU Q, LI G Y, et al. Research on Compressive Creep Properties of PTFE Composites Used for Sealing[J]. Engineering Plastics Application, 2019, 47(2): 88-92.