

应变隔离垫高温力学性能试验及应力分布规律

孔斌^{1,2}, 杨家勇², 王曼², 张庆茂², 黄杰¹, 姚卫星^{1,3}

(1.南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210016;
2.中国航空工业集团公司 成都飞机设计研究所, 四川 成都 610091;
3.南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 隔热瓦作为热防护系统(TPS)的主要隔热部件,其通过应变隔离垫(SIP)粘接于机体表面。为了进行SIP的高温力学性能及应力分布规律研究,在常温(23±2℃)和300℃高温2种试验环境下进行了SIP的拉伸、压缩和剪切试验,获得了试验件的载荷-位移曲线、弹性模量及破坏应变。相比常温下,在300℃高温下SIP的拉伸、压缩和剪切弹性模量分别下降了9.68%,9.24%和8.73%,此外在300℃高温下SIP的拉伸和剪切破坏应变分别下降了11.59%和12.81%,即高温引起了SIP刚度和强度的下降。利用试验数据进行了SIP的应力分布规律研究,结果表明在拉、压及剪切力作用下,SIP应力呈中间低边缘高的趋势。此外在剪切力作用下,SIP同时产生剪切应力和正应力,并且正应力一端受拉,另一端受压。由以上分析可知SIP的边缘处是高应力区域,易发生破坏,应给予足够的重视。

关键词: 热防护系统;应变隔离垫;高温力学性能;应力分布

中图分类号:O341

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2018)06-1162-06

航天飞机轨道器在发射和再入阶段受到气动加热的作用^[1-3],为保证内部机体结构在可承受的温度范围内,需要在机体表面附加热防护系统(TPS)^[4-6],即热防护系统起到阻隔外部热量进入到内部结构的作用,其平面形状通常为矩形,宽度大约为50~300 mm,TPS通常由涂层、隔热瓦、及SIP构成。TPS最上面为高辐射率的涂层,辐射率通常高于0.8,其主要作用是将大部分气动热辐射到大气中,对结构传热性能影响较小;下层是隔热瓦,它是一种低导热系数的材料,是TPS隔热的最主要部件,其厚度一般在20~100 mm范围内;隔热瓦通过应变隔离垫与机体粘接在一起,而应变隔离垫主要作用是保证隔热瓦与机体之间的变形协调,其厚度往往在1~8 mm之间,且主要由nomex纤维构成。

TPS除了抵御外部气动加热外,还受到外部气动力的作用,在这些机械载荷作用下SIP将产生应力、应变响应,若SIP的应力或应变超出其允许的最大值时SIP将发生破坏,造成隔热瓦与机体表面的分离与TPS的失效,轨道器将发生灾难性的事故,

故TPS设计时必须进行SIP的力学响应分析,其前提条件是需要获得SIP的力学性能参数。

目前应变隔离垫力学特性的研究还非常少,Sawyer等^[7-8]通过试验研究了室温下SIP的力学特性,获得了在拉伸和剪切载荷作用下SIP的应力-应变曲线和破坏应力,取得了一些重要的研究成果。但是前人的研究环境为室温,由于气动加热的作用SIP通常处于100~350℃温度环境下,故需要研究高温对SIP力学特性的影响,获得高温下SIP的力学性能参数,并为后续SIP的力学分析提供输入条件,这对SIP的强度以及TPS的完整性至关重要。

为了研究SIP在高温下的力学特性,本文设计了SIP的平拉、平压和平剪试验件以及试验夹具,在常温(23±2℃)和300℃高温环境下进行了拉伸、压缩和剪切试验,获得了试验件的载荷-位移曲线、弹性模量及破坏应变,并根据以上试验结果进行了高温和室温环境下SIP的应力分布规律研究。

收稿日期:2018-03-02

作者简介:孔斌(1986—),南京航空航天大学工程师、博士生,主要从事复合材料结构设计与分析和热防护系统设计研究。

1 SIP 高温力学性能试验

1.1 试验件

SIP 是 TPS 的重要组成部分,如图 1 所示。本文测试用的 SIP 是通过针刺技术制备而成的 nomex 织物,为了研究其在高温下的基本力学性能,本文设计了 3 类试验件,分为拉伸、压缩和剪切试验件,试验件尺寸和实物图分别如图 2 和图 3 所示。为了研究温度对 SIP 的力学特性的影响规律,考虑了常温 (23±2℃) 和 300℃ 高温 2 种试验环境。拉伸试验件上、下立方体铁块通过中间 SIP 粘接在一起;压缩试验件仅为 SIP;而剪切试验件上、下铁板通过中间 SIP 粘接在一起,构成单搭接的型式。图 2 中的试验件尺寸 $L_1 = L_2 = 60 \text{ mm}$, $L_3 = 120 \text{ mm}$ 及 $L_4 = 60 \text{ mm}$,此外 SIP 厚度 $H = 2 \text{ mm}$ 。由此可知共有 6 组试验,每组试验有 5 件试验件,试验件共 30 件,试验件编号规则为:T(C,S)-N(H)-1(2,3,⋯,5)。其中 T 代表拉伸试验,C 代表压缩试验,S 代表剪切试验;N 代表常温环境,H 代表 300℃ 高温环境;1(2,3,⋯,5)为试验件号。

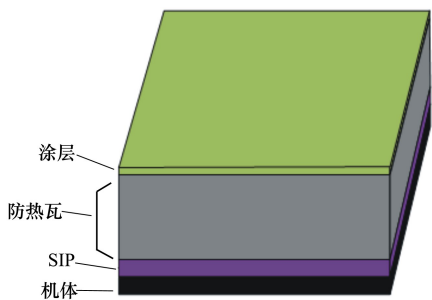


图 1 TPS 标准结构

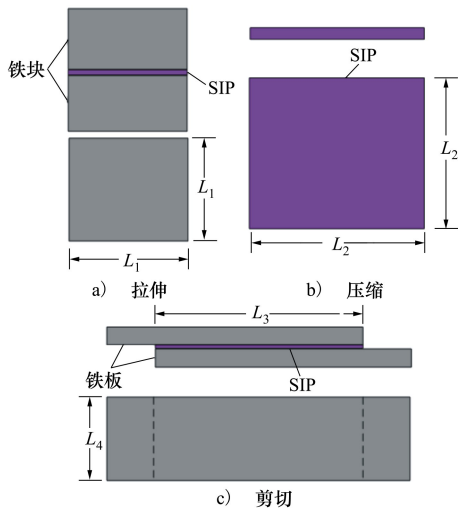


图 2 试验件尺寸

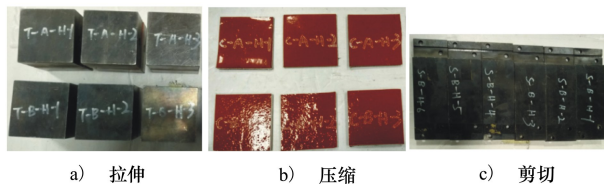


图 3 试验件实物图

1.2 试验方法

本文的试验环境分常温 (23±2℃) 和 300℃ 高温两类,试验采用 MTS370.25 单轴拉、压试验机。针对高温试验,将试验机夹头和试验件置于高温环境箱中以达到加热试验件到指定温度的目的。此外高温试验还需要在试验结束后向环境箱注入液氮以达到快速冷却环境箱中的温度的目的。

根据拉伸试验标准 ASTM Standard C297/C297M-04^[9]、压缩试验标准 ASTM Standard C365-03^[10]和剪切试验标准 ASTM Standard C273/C273M-07a^[11],拉伸、压缩和剪切试验件的加载情况如图 4 所示,通过试验机的测力传感器和位移传感器可以测得试验过程中载荷-位移曲线。

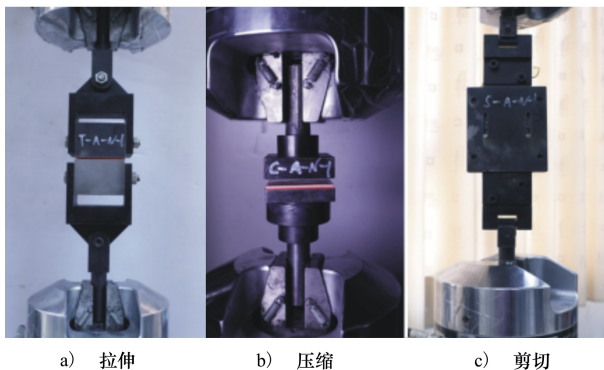


图 4 试验件加载图

在拉伸和压缩试验过程中载荷 P 可表示为:

$$P = K \cdot \delta = \sigma \cdot S \tag{1}$$

式中, K 为载荷-位移曲线的斜率, δ 为位移传感器测试的位移, σ 为 SIP 应力, S 为 SIP 面积。又因为应力-应变关系:

$$\sigma = E\varepsilon = E \frac{\delta}{t_0} \tag{2}$$

式中, E 为 SIP 的拉伸或压缩弹性模量, ε 为 SIP 应变, t_0 为 SIP 厚度。由 (1) 式和 (2) 式可得 SIP 的拉伸和压缩弹性模量的计算式:

$$E = \frac{Kt_0}{S} \tag{3}$$

而在剪切试验过程中载荷 P 可表示为:

$$P = K \cdot d = \tau \cdot S \tag{4}$$

式中, d 为位移传感器测试的剪切试验件受载后的相对位移, τ 为 SIP 剪应力。又因为应力-应变关系:

$$\tau = G \cdot \gamma = G \cdot \frac{d}{t_0} \tag{5}$$

式中, G 为粘接层剪切弹性模量, γ 为粘接层剪切应变。由(4)式和(5)式可得 SIP 的剪切弹性模量的计算式:

$$G = \frac{K \cdot t_0}{S} \tag{6}$$

当获得试验过程中的载荷-位移曲线的斜率 K 后, 可以通过(3)式和(6)式计算 SIP 的拉伸模量、压缩模量和剪切模量。由于拉伸和剪切试验中 SIP 会破坏, 而一般情况下压缩试验中 SIP 并不会破坏, 载荷会持续上升, 最后由夹具承载。故针对拉伸和剪切试验, 选取 50% 最大载荷与原点连线的斜率作为 K 值, 而针对压缩试验, 选取初始近似线性段的斜率最为 K 值。

2 试验结果

2.1 载荷-位移曲线

首先考虑压缩试验, 高温下典型的载荷-位移曲线如图 5 所示。

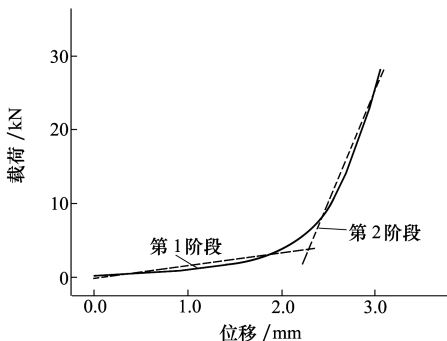


图 5 高温下压缩试验典型载荷-位移曲线

可以观察到载荷-位移曲线呈现 2 个阶段: 第 1 阶段曲线的近似直线的斜率可视为 SIP 的刚度, 而随后曲线并没有出现载荷下降的现象, 且试验结束

后进行 SIP 的检查, 并未发现明显的破坏。此外本文的 SIP 致密性较高, 而非传统的多孔介质材料, 故试验后 SIP 的体积变化也很小。综上所述可得试验过程中 SIP 并未发生明显破坏, 载荷持续上升, 最后主要由上、下夹具承受载荷, 即图中的第 2 阶段。

针对拉伸和剪切试验, 高温下典型的载荷-位移曲线如图 6 所示, 同样可以观察到载荷-位移曲线呈现 2 个阶段, 第 1 阶段曲线为载荷上升阶段, 其近似直线的斜率可视为 SIP 的刚度, 而载荷-位移曲线因为试验件的破坏而造成的载荷下降现象, 即第 2 阶段的曲线。

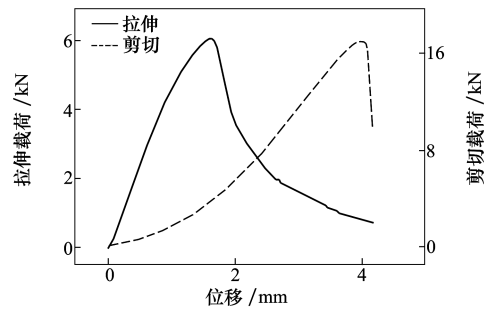


图 6 高温下拉伸和剪切试验典型载荷-位移曲线

2.2 高温下 SIP 的力学性能参数

本文的拉伸、压缩和剪切试验测得了试验件的载荷-位移曲线, 将载荷-位移曲线的斜率 K 带入(3)式和(6)式即可获的 SIP 的拉伸、压缩和剪切模量, 此外还测得了 SIP 的破坏应变, 如表 1 所示。从表 1 中的结果数据可以得到以下结论:

- 1) 相比常温, 在 300℃ 高温下 SIP 的弹性模量均有所下降, 其中 SIP 拉伸、压缩和剪切弹性模量分别下降了 9.68%, 9.24% 和 8.73%, 即高温引起了 SIP 材料的软化, 导致了其刚度的下降;
- 2) 相比常温, 在 300℃ 高温下 SIP 的拉伸和剪切破坏应变分别下降了 11.59% 和 12.81%, 即高温导致了 SIP 破坏应变的下降;
- 3) SIP 拉伸弹性模量明显大于其压缩和剪切弹性模量, 而压缩和剪切弹性模量却相近。此外 SIP 的剪切破坏应变明显大于其拉伸破坏应变。

SIP 的以上试验结果可作为 TPS 强度设计时 SIP 的输入参数, 考虑高温下 SIP 刚度和强度的下降以及各向异性特征能获得更精确的 SIP 强度分析结果, 提高 TPS 的完整性。

表 1 SIP 力学性能试验结果

试验件编号	弹性模量			破坏应变		
	均值/MPa	标准差/MPa	变异系数	均值	标准差	变异系数
T-N	4.96	0.93	0.188	0.69	0.04	0.058
T-H	4.48	0.54	0.121	0.61	0.06	0.098
C-N	2.49	0.16	0.064	无	无	无
C-H	2.26	0.24	0.106	无	无	无
S-N	2.29	0.29	0.127	1.64	0.08	0.049
S-H	2.09	0.11	0.053	1.43	0.10	0.070

3 SIP 高温应力分布规律

航天飞机轨道器再入过程中受到气动吸力和表面摩擦力的作用,此外在进行 TPS 的安装时需要在隔热瓦外表面施加压力以完成与机体表面的粘接过程。本文研究了 TPS 在外部气动吸力、安装压力以及剪切力作用下 SIP 的应力分布规律,如图 7 所示。

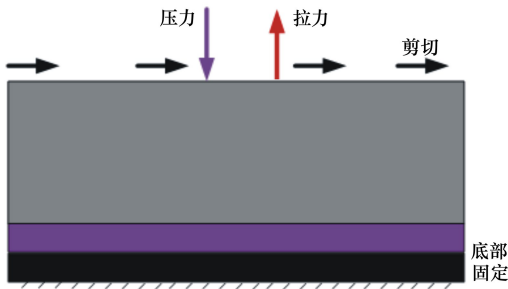


图 7 TPS 载荷工况

分析模型自上至下依次为隔热瓦、SIP 和机体结构。其中 TPS 宽度 $W=150\text{ mm}$,隔热瓦厚度 $H_1=$

45 mm, SIP 厚度 $H_2=2\text{ mm}$, 机体为铝合金材料,厚度 $H_3=1.5\text{ mm}$, 弹性模量 $E_1=72\text{ GPa}$, 泊松比为 $\nu_1=0.3$ 。隔热瓦弹性模量 $E_2=70\text{ MPa}$, 泊松比为 $\nu_2=0.25$, SIP 弹性模量采用表 1 中的试验结果。根据以上参数建立了二维有限元模型,并且采用四边形平面应变单元进行模拟,由于本文研究的是 SIP 的应力分布规律,故假设气动吸力、安装压力以及剪切力均为 0.01 MPa ,且机体底部固定。

分析获得了在气动吸力、安装压力和剪切力作用下的 SIP 正应力及剪切应力的分布情况,如图 8 所示,从图中可获得以下结论:

- 1) 在局部吸力、安装压力和剪切力作用下, SIP 应力呈现中间低边缘高的趋势,峰值出现在在边缘处,这是由于泊松效应造成的,在粘接结构中广泛存在此现象;
- 2) 在局部吸力和安装压力作用下, SIP 应力主要为沿厚度方向正应力,而在剪切力作用下, SIP 不仅产生剪切应力,还会产生沿厚度方向正应力,并且正应力一端受拉,一端受压;
- 3) SIP 边缘是最薄弱的地方,最容易发生破坏,应给予重点考察和足够的重视。

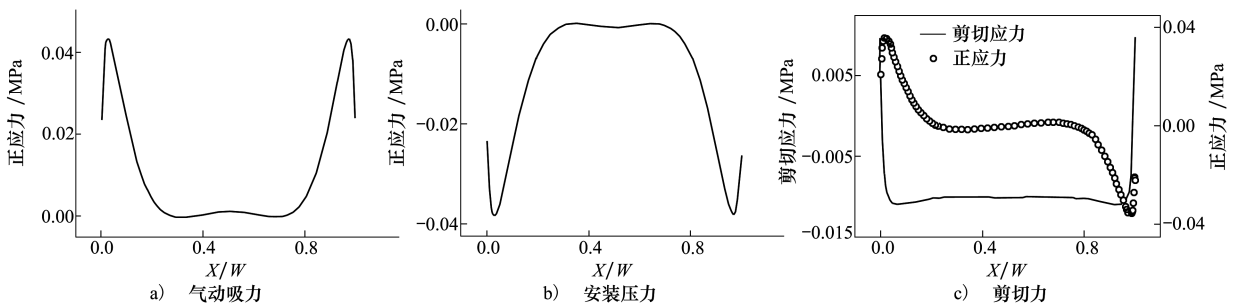


图 8 SIP 应力分析有限元模型

4 结 论

- 1) 在常温(23±2℃)和 300℃ 高温 2 种试验环境下进行了 SIP 的拉伸、压缩和剪切试验,获得了试验件的载荷-位移曲线、弹性模量及破坏应变。
- 2) 相比常温下,在 300℃ 高温下 SIP 的拉伸、压

缩和剪切弹性模量分别下降了 9.68%,9.24% 和 8.73%,在 300℃ 高温下 SIP 的拉伸和剪切破坏应变分别下降了 11.59% 和 12.81%,即高温引起了 SIP 刚度和破坏应变的下降。

3) 在局部吸力、安装压力和剪切力作用下,SIP 应力呈中间低边缘高的趋势,即 SIP 的边缘处是高应力区域,是危险区域。

参考文献:

- [1] Knight D, Chazot O, Austin J, et al. Assessment of Predictive Capabilities for Aerodynamic Heating in Hypersonic Flow[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 90: 39-53
- [2] Li J, Chen H, Zhang S, et al. On the Response of Coaxial Surface Thermocouples for Transient Aerodynamic Heating Measurements[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 86: 141-148
- [3] Vasil'evskii S A, Gordeev A N, Kolesnikov A F. Local Modeling of the Aerodynamic Heating of the Blunt Body Surface in Subsonic High-Enthalpy Air Flow. Theory and Experiment on a High-Frequency Plasmatron[J]. Fluid Dynamics, 2017, 52(1): 158-164
- [4] Huang J, Li P, Yao W X. Thermal Protection System Gap Analysis Using a Loosely Coupled Fluid-Structural Thermal Numerical Method[J]. Acta Astronautica, 2018, 146: 368-377
- [5] 黄杰,姚卫星,陈炎,等.热防护系统分区协调耦合推进方法[J].宇航学报,2018,39(1):27-34
Huang Jie, Yao Weixing, Chen Yan, et al. Division Coordinating Coupled Marching Method on Thermal Protection System[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(1): 27-34 (in Chinese)
- [6] Huang J, Yao W X, Li P. Uncertainty Dynamic Theoretical Analysis on Ceramic Thermal Protection System Using Perturbation Method[J]. Acta Astronautica, 2018, 148: 41-47
- [7] Sawyer J W, Rummler D R. Room Temperature Mechanical Properties of Shuttle Thermal Protection System Materials[R]. NASA TM-81786, 1980
- [8] Sawyer J W, Waters W A. Room Temperature Shear Properties of the Strain Isolator Pad for the Shuttle Thermal Protection System[R]. NASA TM-81900, 1981
- [9] American Society for Testing and Materials, Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions[S]. C297/C297M-04, 2004
- [10] American Society for Testing and Materials, Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores[S]. C365-03, 2003
- [11] American Society for Testing and Materials, Standard Test Method for Shear Properties of Sandwich Core Materials[S]. C273/C273M-07a, 2007

Experiments on High Temperature Mechanical Properties and Stress Distribution Laws on Strain Isolation Pad

Kong Bin^{1,2}, Yang Jiayong², Wang Man², Zhang Qingmao²,
Huang Jie¹, Yao Weixing^{1,3}

(1.Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2.AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China;
3.State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The tile is the main heat insulation part of a thermal protection system, and is attached to the outer surface of an orbiter through a strain isolation pad (SIP). In order to study its high temperature mechanical properties and stress distribution, experiments on flatwise tension, flatwise compression and flatwise shear are conducted in the environments of the room temperature of $23\pm 2^\circ\text{C}$ and the 300°C high temperature. The load-displacement curve, elasticity modulus and failure strain of the SIP are measured and calculated. Compared with the experimental results under the room temperature, the tension, compression and shear elasticity modulus of the SIP in the 300°C high temperature environment fall by 9.68%, 9.24% and 8.73% respectively, and the tension and shear failure strain of the SIP in the 300°C high temperature environment fall by 11.59% and 12.81% respectively. So, the high temperature causes the decrease of the stiffness and strength of the SIP. Its stress distribution is studied with the experimental results. Under the influence of tension, compression and shear force, the stress distribution of the SIP shows trends of low middle and high edge. Besides, shear stress and normal stress are produced under shear force, and the normal stress is tensile at one side and compressed at the other side. The above analysis shows that the edge of the SIP is high in stress and easy to damage.

Keywords: thermal protection system; strain isolation pad; high temperature mechanical properties; stress distribution