

某飞行器耐热材料力学性能测试与分析

郭辉荣 程 昌 邓智军

(中国航天三江集团设计所,武汉 430040)

文 摘 按照飞行过程中的耐热层温度变化情况,对某飞行器耐热材料进行了不同温度下的弯曲性能测试。测试结果表明,该耐热材料在升温 and 降温过程中,在相同温度点具有明显不同的力学性能。根据材料性能测试结果,用有限元方法进行模拟,进一步得出该材料的弯曲模量与拉伸模量的关系,为耐热结构进行有限元分析提供材料性能数据支撑。

关键词 飞行器,耐热材料,弯曲,测试,有限元

中图分类号:V45

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.05.014

Test and Analysis of Mechanical Properties of Aircraft Thermal-Protection Material

GUO Huirong CHENG Chang DENG Zhijun

(China Aerospace SanJiang Group Design Corporation, Wuhan 430040)

Abstract To study the mechanical properties of a new material with the change in temperature during the flight, a bending test is conducted in different temperatures. The result of the test indicates that in the same temperature, the mechanical properties of the material in the temperature rising period is apparently different compared with it in the cooling down period. According to test result, the relation between tensile modulus and bending modulus of the material is gained by the FEM analysis and the data is used for the FEM analysis of the new thermal-protection structure.

Key words Aircraft, Thermal-protection material, Bending test, FEM analysis

0 引言

高超声速飞行器是未来重要的飞行工具,飞行器以超声速或高超声速飞行时,由于空气黏性作用,物面边界层内具有很大速度梯度的各种气流层产生了强烈的摩擦,造成壁面温度升高。高温空气将不断向低温壁面传热,引起很强的气动加热^[1]。气动加热使得飞行器本身温度升高,使得材料的机械性能不断下降,有可能导致飞行器外形、结构强度及刚度的改变,对飞行器的正常飞行造成极为严重的影响。

为确保飞行器各部分主体结构材料在安全的使用温度范围内,高速飞行器的耐热设计是不可避免的。由于结构空间限制,高超声速飞行器多数采用被动耐热防护设计方式:采用抗和隔相结合的耐热设计方案,外部采用耐高温复合材料与低密度新型隔热材

料相结合,保证结构外形和强度、刚度以及工作环境要求。如 X-51A 和 X-43A 飞行器的主体结构的外层都使用增韧陶瓷进行大面积热防护,机体下表面等高温区采用陶瓷隔热瓦、应变隔离垫、填充剂和填充条进行组合隔热^[2],其中应变隔离垫的作用是吸收因陶瓷瓦和主承力结构体之间膨胀率不一致而引起的变形。

总之,高超声速飞行器热防护系统要具备较好的热防护功能,保证在飞行载荷和热载荷的作用下,结构具有足够的强度和刚度,以保证飞行器的安全性和可靠性。高超声速飞行器材料和结构的热防护与热强度问题是事关飞行器研制成败的关键。这就对耐热材料提出了极高的要求,在高温下既要耐烧蚀,同时还需要具备较好的力学性能。本文按照飞行过程

收稿日期:2015-12-10

作者简介:郭辉荣,1976年生,高级工程师,主要从事弹体结构设计与分析,E-mail:ghr@tom.com

中的隔热层温度变化情况,对某飞行器隔热材料进行了不同温度下的弯曲性能研究。

1 某飞行器热防护方案简介

某飞行器长时间在大气层内以 5~10 Ma 低空飞行,气动加热非常严酷,除头锥外,大面积再入气动加热温度超过 1 200℃。如果采用传统的玻璃钢以抗为主的隔热方式,隔热层的消极质量较大,不利于发挥飞行器的最大作战效能,并且玻璃纤维类材料在如此高的温度环境下必然会带来较大的烧蚀量,影响飞行器的气动外形,不利于飞行器的飞行。因此外表面隔热层必须选用耐高温、抗烧蚀类的材料,以保证飞行器在飞行过程中外形的稳定性。

传统的 C/SiC、刚性陶瓷瓦等耐高温、抗烧蚀复合材料可以满足该飞行器的热环境,尤其是 C/SiC、刚性陶瓷瓦在 1 600℃ 高温环境下可以长时间使用,但是成本高,成型工艺复杂,主要用于飞行器鼻锥、舵、翼前缘等局部隔热^[3],不适用于舱段的大面积隔热。可陶瓷化材料是一种新型隔热材料,它是在新型高温耐烧蚀树脂中添加可陶瓷化填料,可按现有的模压成型方式制备的复合材料,在中低温阶段,依靠耐烧蚀树脂自身的耐烧蚀性隔热;当环境温度超过材料可陶瓷化温度点后,材料发生了可陶瓷化反应,依靠陶瓷保护层起到阻碍对流和热量传导、能有效阻隔外界热量向材料内部扩散,同时获得更好的抗烧蚀性能^[4],该材料同时具有密度低的优点。该隔热材料可编织、模压成型,成型工艺相对简单、可靠。但是,可陶瓷化材料导热率较高、密度较大、高温下存在收缩等缺陷,如果完全依靠可陶瓷化材料隔热,隔热结构消极质量大,还必须选用一种低密度、低导热率的隔热材料如气凝胶、高温泡沫等作为隔热层。

进行防隔热后,金属舱段壳体温度仍然高达 200℃,为了使防隔热结构与主承力结构体之间由于膨胀率不一致而引起的变形互相匹配,气凝胶隔热层与金属壳体之间还必须浇注一层丁腈橡胶、硅橡胶类柔性较大的应变隔离层。

综上所述,该飞行器某隔热方案为:可陶瓷化隔热层+气凝胶隔热层+应变隔离层,最终形成一种具有三层结构的热防护结构。

2 气动热环境预示

高超声速飞行器隔热结构兼有热防护与参与承载的双重作用,与金属壳体共同组合成一个多层结构舱段。由于飞行器长时间在大气层内以 5~10 Ma 低空飞行,在飞行过程中隔热层外壁气动加热严重,长时间在 1 000℃ 以上,温度最高温可达 1 400℃。飞行过程中外壁温度变化如图 1 所示。

该隔热材料热导率低,具备良好的隔热性能。防

热结构虽非主承力结构,但在飞行器飞行过程中,隔热材料抵抗热应力和结构之间的匹配应力,保证隔热结构的稳定性及完整性、保证各层结构之间的热匹配性,是隔热结构设计必须考虑的关键。

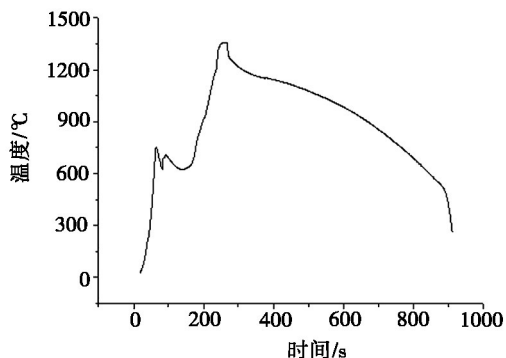


图 1 外壁温度

Fig. 1 Temperature of outside surface

3 材料弯曲性能试验

3.1 试验原理

尽管材料的拉伸和弯曲性能具有质的不同,陶瓷基复合材料弯曲强度往往要高于拉伸强度,主要原因是弯曲实验时最大应力产生于梁中心的外表面,而拉伸实验时最大应力作用于整个材料截面,最大应力作用的面积越小,试验测得的强度越高^[5],因此弯曲性能不能直接与拉伸性能等同。但是,该隔热材料属于脆性陶瓷基材料,在拉伸实验时易在夹持部位断裂,给测试、结果处理带来的不确定因素太多,弯曲试验则不存在上述问题。因此,弯曲性能是最能表征脆性材料力学性能的参量。

弯曲性能测试原理如下:将试样放置于支座中心位置,试样的长度方向与支座和加载上压头相垂直;将测量变形的探针置于跨距中点处并与下表面接触,加载时测定弯曲载荷—挠度曲线,通过载荷和挠度的关系计算出材料的弯曲弹性模量及弯曲强度。示意图见图 2。

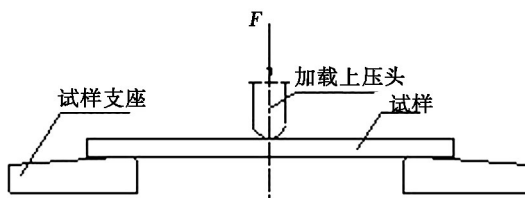


图 2 弯曲性能测试示意图

Fig. 2 Diagram of bending test

试样弯曲强度计算公式为:

$$\sigma_f = \frac{3F \times l}{2b \times h^2} \quad (1)$$

式中, σ_f 为弯曲强度, F 为破坏载荷, l 为试样跨距, b 为试样宽度, h 为试样厚度。

为试样宽度, h 为试样厚度。试样弯曲模量计算公式为:

$$E_f = \frac{l^3 \times \Delta F}{4b \times h^3 \times \Delta f} \times 10^{-3} \quad (2)$$

式中, E_f 为弯曲弹性模量, ΔF 为载荷—挠度曲线上初始直线段的载荷增量, Δf 为与 ΔF 对应的跨距中点处的挠度增量。

3.2 弯曲试验

该材料在飞行时经过升温再降温的一个过程。由于从常温到高温, 该材料存在一个陶瓷化的化学变化过程, 因此为了真实反映该材料在升温、降温过程中材料性能的变化情况, 在进行弯曲试验时按照温度变化情况进行测试。

利用德国 Zwick/Roell 公司的材料试验机进行弯曲性能测试, 实验方法按照 Q/SB561—2014《连续纤维增强陶瓷基复合材料高温弯曲性能测试方法》执行, 对 4、8 mm 两种不同厚度的试样进行了测试。测试结果见表 1、表 2。

表 1 厚度 4 mm 试样性能测试结果

Tab. 1 Performance test result of 4 mm test piece

工艺流程	σ_f /MPa	E_f /MPa
室温	183.68	16.31
升温到 300℃	143.88	11.12
升温到 500℃	48.91	9.13
升温到 800℃	42.28	4.2
升温到 1200℃	12.43	0.87
升温到 1200℃ 后降温到 800℃	21.63	2.64
升温到 1200℃ 后降温到 500℃	29.92	4.78
升温到 1200℃ 后降温到 300℃	35.55	8.24
升温到 1200℃ 后降温到室温	12.99	15.28

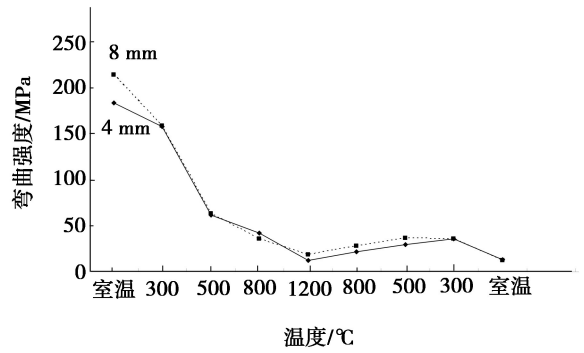
表 2 厚度 8 mm 试样性能测试结果

Tab. 2 Performance test result of 8 mm test piece

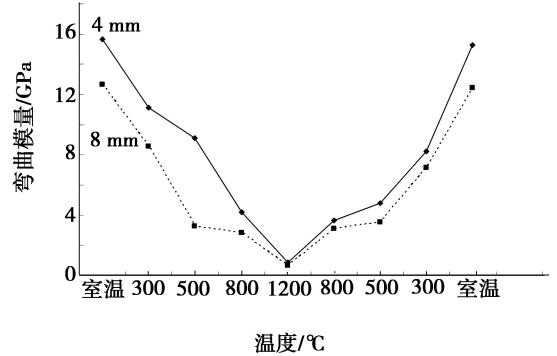
工艺流程	σ_f /MPa	E_f /MPa
室温	213.73	10.2
升温到 300℃	158.76	8.01
升温到 500℃	63.48	3.29
升温到 800℃	34.27	2.85
升温到 1200℃	18.43	0.68
升温到 1200℃ 后降温到 800℃	28.06	3.13
升温到 1200℃ 后降温到 500℃	36.4	3.57
升温到 1200℃ 后降温到 300℃	35.6	7.12
升温到 1200℃ 后降温到室温	12.53	12.41

不同厚度试样的弯曲强度、弯曲模量随温度变化情况见图 3, 4、8 mm 两种试样升温到 800℃ 载荷—挠度曲线见图 4。在实验中发现, 在升温段, 温度越高, 试样破坏时

度曲线见图 4。



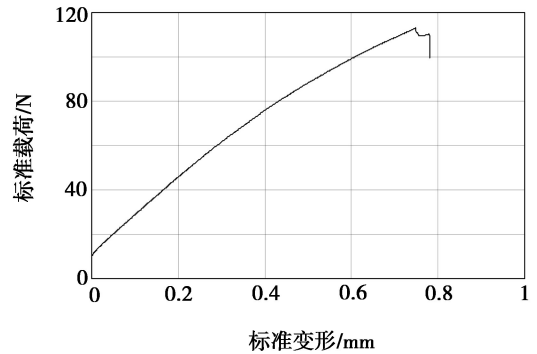
(a) 弯曲强度



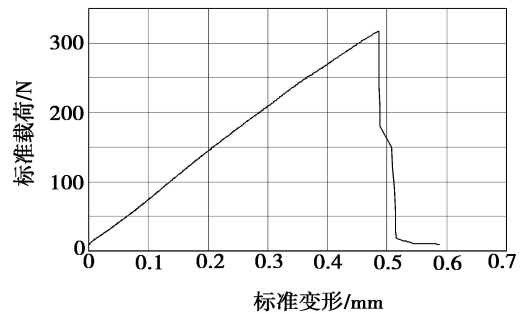
(b) 弯曲模量

图 3 弯曲性能随温度变化曲线

Fig. 3 Curves of bending properties as a function of temperature



(a) 4 mm 试样



(b) 8 mm 试样

图 4 载荷—挠度曲线

Fig. 4 Load-displacement curve

在实验中发现, 在升温段, 温度越高, 试样破坏时

的弯曲变形越大,但在 800℃ 之前,试样断裂表现为脆性断裂,在 1 200℃ 高温时,试样破坏时已明显呈“V”字形,试样断裂表现为韧性断裂,材料的韧性好;在降温段,试样破坏时的变形越来越小,试样断裂均表现为脆性断裂。

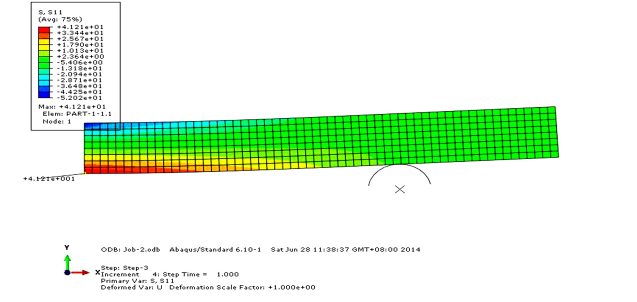
根据实验结果可知,该材料有以下特性:升温过程中,虽然强度逐渐降低,但是韧性会越来越好,适应变形能力越来越高;降温过程中,温度越低,材料的韧性越来越差,强度越来越低,并且在相同温度点,升温段的弯曲强度要明显高于降温段的弯曲强度。因此由材料特性可知,该材料在某飞行器上形成的防热结构,风险最高不是在升温段,而是在降温段,并且降温段温度越低,风险越大,这一点,在结构热力联合试验时得到充分验证。

4 材料试验的有限元模拟

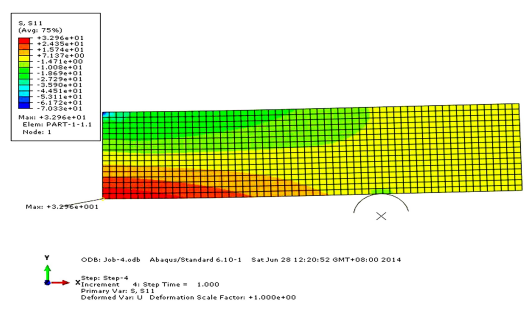
由于小板性能测试时测量的是弯曲性能,在有限元计算中,建立材料的本构关系时一般按材料的单向拉伸性能输入^[6]。为了得到弯曲模量与拉伸模量的关系,弯曲强度与拉伸强度的关系,采用有限元法,对小板弯曲性能测试过程进行模拟,并为防热结构的有限元分析,强度安全系数判定提供依据。材料弯曲性能测试在力学模型上讲,属于平面应力问题,因此在分析时简化为二维模型。

有限元模拟时对“陶瓷化前厚度 4.01 mm,宽度 9.97 mm,长度 60 mm,跨距 40 mm,升温到 800℃ (状态 1)”以及“厚度 8.02 mm,宽度 9.08 mm,长度 60 mm,跨距 40 mm,升温到 800℃、(状态 2)”两种试样进行三点弯曲加载有限元模拟。根据模拟结果,要得到跟实验结果一致的力-位移曲线,两种不同厚度的材料拉伸模量分别为弯曲模量的 0.915 倍和 1.1 倍。弯曲模量与拉伸模量差异并不大。

材料的拉伸强度有限元模拟结果比实验弯曲强度结果略低,分别为 41.2、32.9 MPa。有限元模拟结果见图 5。



(a) 状态 1



(b) 状态 2

图 5 有限元模拟结果

Fig.5 FEM analysis result

根据有限元模拟结果可知,测试结果可信,8、4 mm 试样测试结果反映了试件的材料特性。但是弯曲强度与弯曲模量不能完全等同于拉伸强度和拉伸模量,二者有一定的差异,但总体上来说,差异不大,在进行结构有限元分析时可以直接取弯曲模量和拉伸强度建立材料的本构关系和强度判据指标。

5 结论

- (1) 陶瓷化之前升温段材料韧性随温度升高韧性越来越好,陶瓷化后降温至 800℃ 后韧性差,表现为脆性;
- (2) 陶瓷化前升温段随温度升高强度降低,降温段温度降低强度升高;在相同温度点,升温段的弯曲强度要明显高于降温段的弯曲强度;
- (3) 该材料的弯曲强度、弯曲模量与拉伸强度、拉伸模量差异不大,在进行结构有限元分析时,可按弯曲性能建立材料的本构关系。

参考文献

- [1] 范绪著. 高速飞行器热结构分析与应用[M]. 北京: 国防工业出版社,2009.
- [2] 郭朝邦,李文杰. 高超声速飞行器结构材料与热防护系统[J]. 飞航导弹,2010(4):93
- [3] 王重海,刘瑞祥,周长灵. 非烧蚀热防护材料研究现状与发展趋势[J]. 现代陶瓷技术,2014(2)
- [4] 秦岩,饶志龙等. 可陶瓷化酚醛复合材料烧蚀隔热性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2012(s1)52-55
- [5] ZHANG G B, SANO H, UCHIYAMA Y, et al. The properties of carbon fiber/SiC composites fabricated through impregnation and pyrolysis of polycarbosilane [J]. J. Mat. Sci., 1999, (34): 827-834
- [6] 陈火红,祈鹏,著. MSC. Patran/Marc 培训教程和实例[M]. 北京: 科学出版社,2004