

文章编号:1001-4888(2019)02-0275-09

气动热环境下材料力学性能测试新技术^{*}

王美玲¹, 孙冬柏², 赵飞¹, 阳建宏³, 王凤平⁴

(1. 北京科技大学 国家材料服役安全科学中心, 北京 100083; 2. 中山大学 材料科学与工程学院, 广州 510275;
3. 北京科技大学 机械工程学院, 北京 100083; 4. 北京科技大学 数理学院, 北京 100083)

摘要: 飞行器飞行过程中气动加热造成的“热障”具有瞬态(短时)高温的特征,在这一瞬态高温环境下,由于温度和时间因素的共同参与,使飞行器结构材料的强度问题变得极其复杂,常规的稳态(长时)高温力学性能已不能体现材料“热障”环境下的特征。本文提出了一种气动热环境下的材料力学性能测试技术,并以 GH3039 合金为例,对测试技术进行了系统性验证。该技术能够模拟飞行器飞行过程中的实际气动热环境,开展飞行器结构材料瞬态高温条件下的力学性能测试,获得材料“热障”服役环境下的真实强度信息,为飞行器结构材料高温力学性能测试提供了一个新的思路和发展方向。

关键词: 气动热环境; 热障; 高温力学性能

中图分类号: V416.8 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-18-118

0 引言

当飞行器在稠密大气中超音速飞行时,受激波与机体间高温压缩气体的加热和机体表面与空气强烈摩擦的影响,飞行器蒙皮的温度会随飞行马赫数(Ma)的提高而急剧上升,航空界把飞行器作高速飞行时所遭遇到的这种高温情况称之为“热障”^[1]。气动加热造成的“热障”具有瞬态(短时)高温的特征^[2],飞行器设计和研制过程中,为确认飞行器结构材料是否能经得起高速飞行时“热障”所产生的热冲击及高温热应力的破坏,必须对材料进行该环境下的热强度分析。但是,“热障”瞬态高温环境有别于稳态(长时)高温的作用,在这一过程中,飞行器结构材料的机械强度不仅受到温度、时间的影响,而且与升温速率密切相关^[3-8]。由于温度和时间因素的共同参与,“热障”环境下材料的强度问题变得极其复杂,材料常规的稳态(长时)高温力学性能已不能体现其在“热障”环境下的特征。另一方面,由于物质的惯性,瞬态高温条件下,“瞬态”给予材料的能量来不及改变材料的承力系统,即分子的微观结构和内聚力,这种情况下,虽然从量子力学微观分析可以获得各种情况下材料机械强度的定性结果,但真正有用的数据却要依靠材料的快速加热机械测定才能求得^[9-11]。

开展飞行器结构材料气动热模拟强度实验,真实模拟飞行器材料在高速飞行时的热环境,测试并确定材料在这种瞬态高温“热障”环境下的强度极限等关键参数,对飞行器的结构设计、寿命预测、可靠性评估以及飞行器结构材料的选材、研发等有着非常重要的意义。本文提出了一种气动热环境下的材料力学性能测试技术,并以 GH3039 合金为例,对气动热环境下的材料力学性能测试装置的实验能力进行了系统性验证。该技术能够模拟飞行器的实际气动热环境,开展飞行器结构材料瞬态高温条件下的

^{*} 收稿日期: 2018-05-18; 修回日期: 2018-10-23

基金项目: 国家重大科学仪器设备开发专项(2011YQ14014505); (中央高校基本科研业务费(FRF-OT-17-016))

通讯作者: 王美玲,女,工程师。主要研究方向:高温结构材料特殊环境下的力学性能测试技术及力学行为研究。

Email: mlwang@ustb.edu.cn

力学性能测试分析,获得材料“热障”服役环境下的真实强度信息,为飞行器结构材料高温力学性能测试提供了一个新的思路和发展方向。

1 测试技术及方法

1.1 技术原理

气动热环境下材料力学性能测试技术是在北京科技大学自主研发的以“空气预热+富氧燃烧”为核心加热功率的集束射流气动热环境模拟实验舱基础上,采用传统的电液伺服动力系统,设计出的能够配合环境模拟实验舱的独特加载机构,以实现材料力学性能测试过程中的气动热环境和载荷等实验条件的输入。同时,引入基于激光散斑的非接触式变形和红外表面温度测量技术,以完成材料力学性能测试过程中形变、温度等关键参数的测量与控制。

1.2 装置设计与构成

图1为气动热环境下材料力学性能测试装置系统结构图。测试装置主要由:力学加载系统(图中除明确标注部件外的其他部分)、集束射流热环境模拟实验舱、实验舱底座、基于激光散斑的非接触式变形测量系统(CCD变形测量系统)、红外热像仪等部分组成。各部分相互配合,为气动热环境下材料力学性能测试提供必需的气动热环境,并完成性能测试过程中的温度、变形等测量与控制,实现气动热环境下材料瞬态高温拉伸、疲劳、蠕变等性能的测试分析。

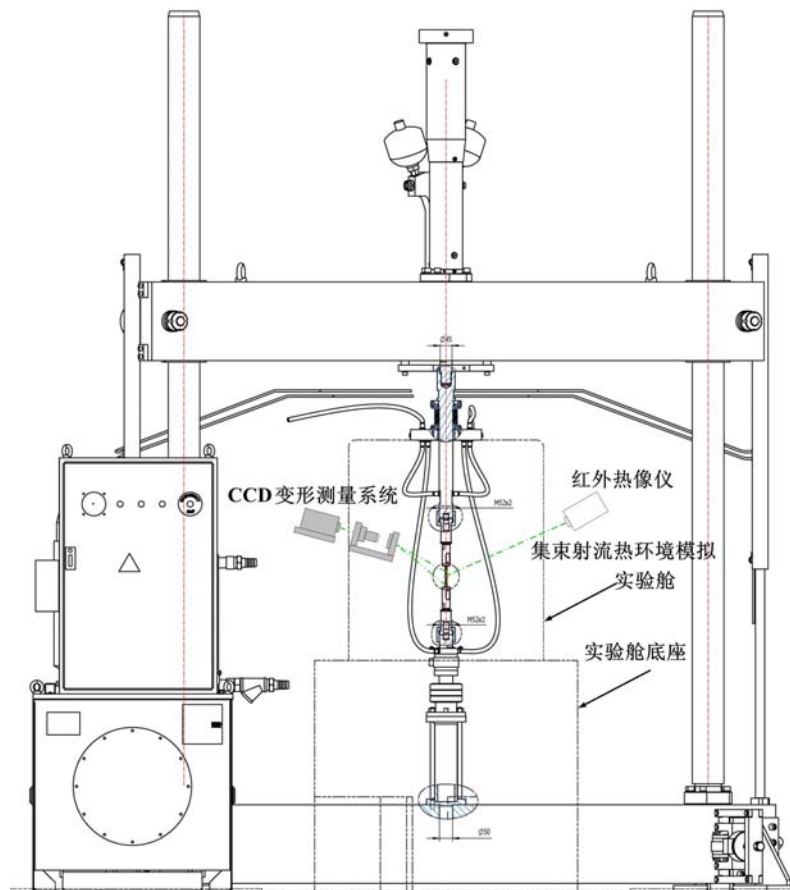


图1 气动热环境下材料力学性能测试装置系统结构图

Fig.1 The experiment device for material mechanical properties under aero-thermal environment

1.2.1 气动热环境模拟系统

集束射流气动热环境模拟实验舱为气动热环境下材料力学性能测试装置环境模拟系统。环境模拟实验舱为北京科技大学自主研发,实验过程中,环境模拟实验舱与装置中的红外测温单元配合,可以为气动热环境下材料力学性能实验提供瞬态高温“热障”环境。

图2和图3分别为集束射流气动热环境模拟实验舱结构示意图和实验舱舱体实物图。环境模拟实验舱采用“空气预热+富氧燃烧”技术,利用航空煤油、空气、氧气在空气加热器内的燃烧器中发生三组元燃烧反应,生成高温高压气体。高温高压气体经实验舱内拉瓦尔喷管B(图3)的膨胀加速作用在实验舱A区(图中白框区)形成4~6Ma的高超声速气动热流,A区为样品实验区。实验过程中,样品实验A区的高超声速气动热流的速度、温度取决于燃烧组元(航空煤油、空气、氧气)的组份配比,同时也与实验材料、测试样品形状、测试样品在A区的位置等密切相关,其中燃烧组元的组份配比可以通过各自的压力调节控制^[12-14]。

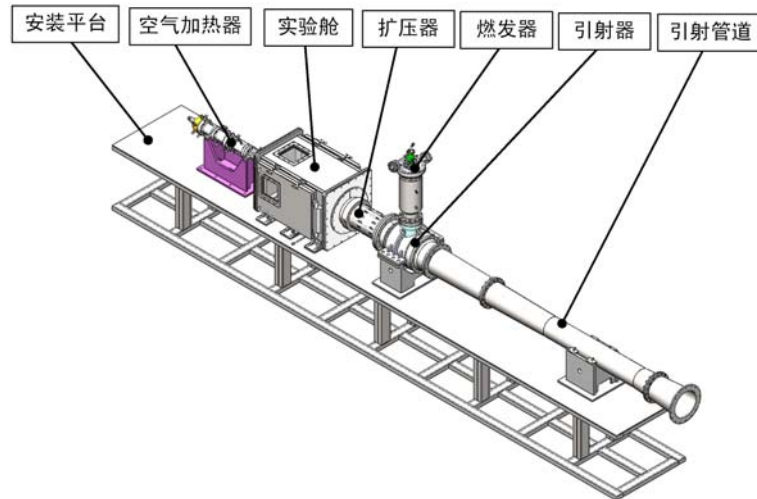


图2 集束射流气动热环境模拟实验舱结构示意图

Fig. 2 The sketch of the co-jet aerodynamic heating chamber

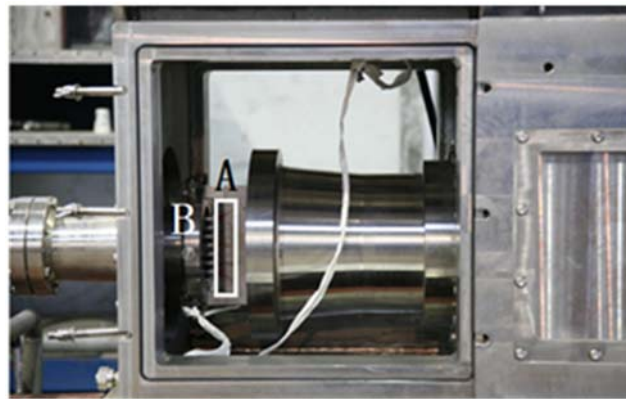


图3 集束射流气动热环境模拟实验舱舱体

Fig. 3 The chamber of the co-jet aerodynamic heating

4~6Ma条件下,集束射流气动热环境模拟实验舱在实验A区形成的空载高超声速气动热流参数如表1所示。表中的来流总温度为该马赫数下的极限值,通过气体压力调节燃烧组元(航空煤油、空气、氧气)组份,来流温度有大约500℃的向下调节空间,比如:设计马赫数为5Ma时,通过燃烧组元组份的调节,来流总温可在2000~2500℃随意控制。

集束射流气动热环境模拟实验舱舱体从结构上分为实验舱和底座舱两部分(见图1)。底座舱不仅起到支撑实验舱的作用,同时也为支架、夹具等测试样品固定、夹持或装卡机构提供安装空间。为配合实验过程中测试夹具的安装,以及温度、压力、变形等参数的非接触式测量,实验舱上盖设计有盲孔,前后舱门设计有透光玻璃视窗。在材料力学性能测试过程中,实验舱上盖盲孔可更换为力学加载系统中上拉杆的动态密封法兰,前后视窗则为基于激光散斑的非接触式变形测量和红外温度测量激光光路的进出通道。

表1 实验舱模拟的高超声速气动热流参数

Tab.1 Parameters of aerodynamic heating simulated by the aerodynamic heating chamber

马赫数 Ma	来流总温/K	实验舱压/Pa
4	868	5700
5	2500	5700
6	1600	5700

1.2.2 力学加载系统

力学加载系统为气动热环境下材料力学性能测试提供所需的载荷(谱)。高超声速飞行器结构用材以陶瓷和碳碳复合材料居多,此类材料脆性大,加工难度高。根据测试材料的性能特点,以及集束射流气动热环境模拟实验舱的结构特征,力学加载系统采用传统的电液伺服动力技术,并对加载系统中的拉杆、夹具等部件进行了特殊设计和结构适配性优化,具体如图4所示。

- 1) 下横梁穿过环境模拟实验舱底座舱,并与底座舱密封连接(见图4中1处);
- 2) 上拉杆穿过环境模拟实验舱上端盖并与环境模拟实验舱以法兰+波纹管动态密封(见图4中2处);
- 3) 夹具采用五段挂式设计(见图5),不仅解决了测试样品螺纹加工难度大的问题,而且样品和夹具之间的过渡段可以随测试样品材料、尺寸、测试温度等自由选型、选材,方便灵活(见图4中3处);
- 4) 为保证夹具实验过程中的高温强度,夹具采用水冷设计,夹具水冷系统包括水冷机组和水冷管路,水冷机组通过水冷管路分别与上拉杆和下拉杆连接,达到实验过程中夹具冷却的作用(见图4中4处);
- 5) 为保证实验过程中加载机构的对中性,在力学加载系统下拉杆处引入了MTS公司专为陶瓷材料力学性能测试开发的对中调节机构(见图4中5处)。

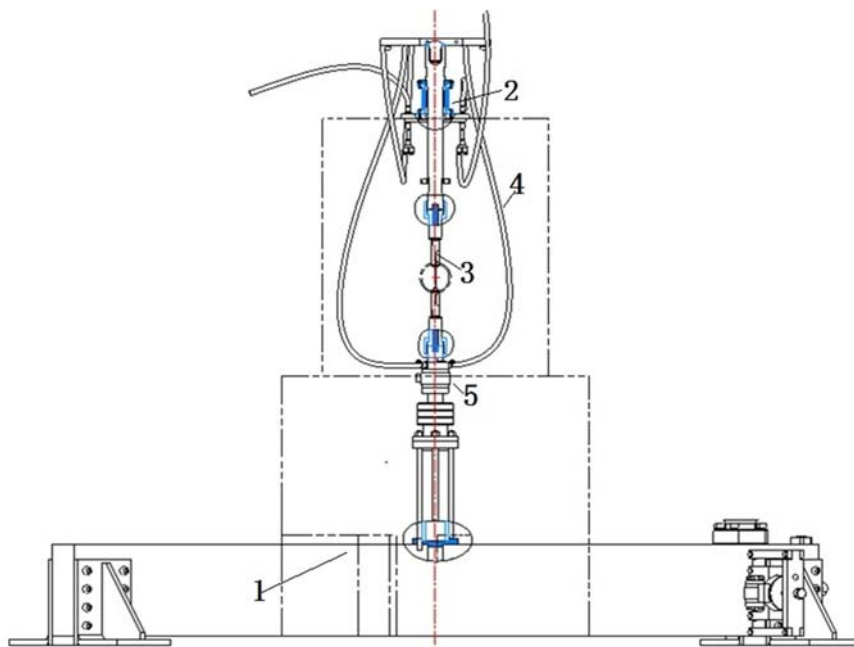


图4 力学加载系统特殊结构示意图

Fig.4 The special structure of the loading system

1.2.3 变形测量系统

气动热环境下材料力学性能测试过程中的变形测量,采用基于激光散斑的非接触式变形测量技术。图6为变形测量系统的结构示意图,系统主要包括光学实验平台、激光器、空间滤波器、CCD相机、图像采集处理模块等。非接触变形测量采用主动光源照明的方式,以激光散斑作为特征,利用高分辨率相机



图 5 力学加载系统中夹具设计图

Fig. 5 The design drawing of the grip

获取测试样品变形前后的图像,通过数字图像相关算法计算变形前后两张图像的相对位移场,再根据位移—应变的转换关系,计算应变场。针对气动热环境高温、气流扰动大等特征,通过设计光学滤波系统对高温背景辐射进行抑制,并利用高分辨率 CCD 相机及图像处理算法减少气流扰动、样品氧化等因素对测量结果的影响,提高变形测量的精度^[15]。

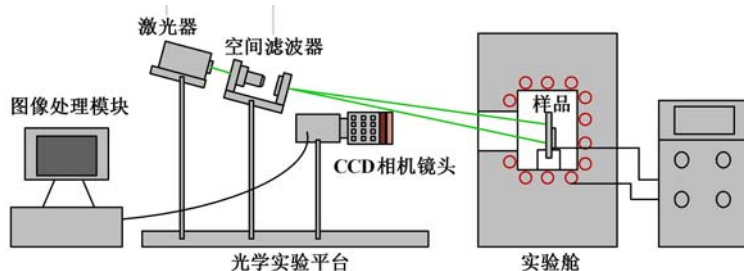


图 6 变形测量系统结构示意图

Fig. 6 The deformation measurement system

2 实验方案及参数

2.1 实验目的

本实验主要目的是开展气动热环境下材料力学性能测试装置 6Ma 下的瞬态高温拉伸实验能力验证。

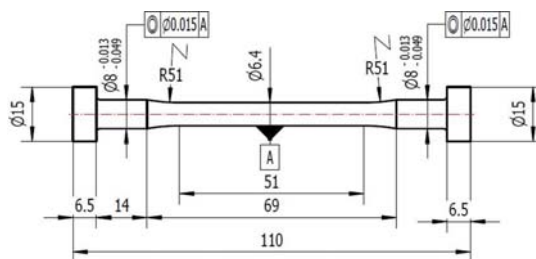


图 7 GH3039 合金样品加工图

Fig. 7 The sample drawing of GH3039 alloy

2.2 能力验证样品

为取样方便、可靠性高以及可重复性强,同时也为保证实验方案设计的合理性,装置实验能力验证样品选用航空航天领域常用的、且高温力学性能较为完备的 GH3039 合金。图 7 为 GH3039 合金样品加工图,加工完成后的样品通过上下过渡段与力学加载系统中的上下夹具连接,并利用拉杆的上下移动,调节样品位置,使其处于环境模拟实验舱内实验 A 区来流的中心,如图 8 所示。



图 8 GH3039 合金样品在环境模拟实验舱中的安装位置

Fig. 8 The location of GH3039 alloy sample in the co-jet aerodynamic heating chamber

2.3 环境模拟参数

由于 GH3039 合金的高温长时使用温度 $\leq 1000^{\circ}\text{C}$,考虑能力验证实验气动热环境的瞬态高温特征,同时兼顾气动热环境下材料力学性能测试装置 6Ma 能力验证目标,验证实验环境模拟参数设定为:

- 1) 实验时间 35s;

2) 最高稳态温度 1250℃;

3) 约定当气动热流温度稳定在 1000℃ 以上时开始 GH3039 合金样品的加载拉伸。

2.4 加载速率

图 9 为集束射流气动热环境模拟实验舱 6Ma 条件下某次实验过程中实测的 GH3039 合金样品温度变化。从中可以看到,6Ma 条件下,燃烧气启动点火成功 15s 后,GH3039 合金样品可升温至 1000℃ 以上。为满足环境模拟参数 3) 的设计要求,实验过程中,预设环境模拟实验舱燃烧气点火成功 15s 后启动加载系统。由于环境模参数设定的实验时间为 35s,因此,为保证该时间内 GH3039 合金样品能够完成完整的变形—断裂过程,整个加载过程需要控制在 20s 以内。

根据文献资料和前期 GH3039 合金高温拉伸数据^[16],估算 6Ma 气动热环境下合金的拉伸变形率为 20%,样品总变形量为:51mm×20%≈10mm。为满足 20s 内完成整个加载过程的目标,GH3039 合金气动热环境下的拉伸速率必须大于等于 10mm/20s=0.5mm/s。本次能力验证实验拉伸速率取最低值 0.5mm/s。

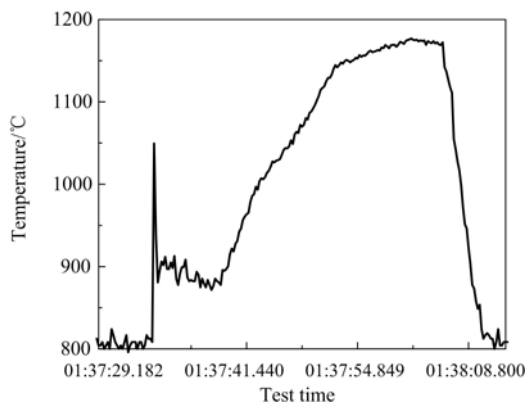


图 9 GH3039 合金样品某次 6Ma 条件下的温度变化

Fig. 9 The temperature curve of GH3039 alloy under the condition of 6Ma

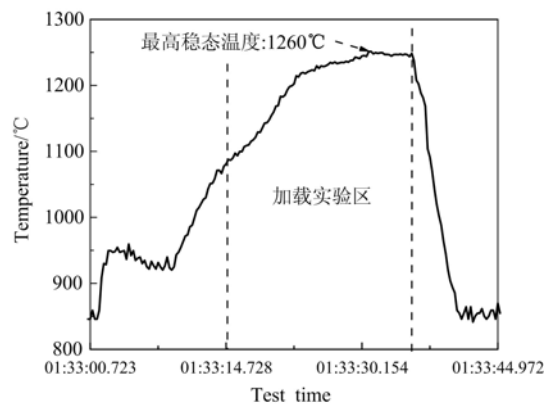


图 10 GH3039 合金气动热环境下的温度变化

Fig. 10 The temperature curve of GH3039 alloy under aero-thermal environment

3 实验过程及结果

3.1 实验过程

为保证环境模拟温度的精度,实验开始前,按照环境模拟参数要求(实验时间 35s,最高稳态温度 1250℃),根据 GH3039 合金样品的尺寸、样品在环境舱中的位置,并参考前期 6Ma 条件下环境模拟实验结果,计算并设计燃烧组元组份,调节燃烧组元压力到目标值;设定力学加载系统实验功能为应变控制轴向拉伸,拉伸速率 0.5mm/s。

准备就绪后,启动集束射流气动热环境模拟实验舱,待燃烧气点火成功 15s 后,开始力学加载系统加载程序,直到实验结束。

3.2 实验结果

图 10 为 GH3039 合金样品气动热环境下拉伸性能测试过程中利用红外热像仪记录的实验温度变化。整个实验过程用时 35s,环境模拟实验舱燃烧气点火成功 15s, GH3039 合金样品温度大约为 1080℃。燃烧气点火成功 15s 之后开始加载,进行合金气动热环境下拉伸性能测试,测试过程中样品最高稳定温度为 1260℃。

图 11 为 GH3039 合金样品气动热环境下的拉伸应力—应变曲线,6Ma 气动热环境下,合金的拉伸断裂强度约为 68MPa,总延伸率约为 22%(见图 11、图 12)。拉伸过程中应力达到最大值并保持一定时间后,瞬间急剧下降,直到断裂。经红外热像全过程记录以及断后样品分析可知,GH3039 合金气动热环境下拉伸过程中的应力变化是由于样品部分熔化引起的快速颈缩所致(见图 12、图 13)。

本次能力验证实验燃烧组元的压力调节是基于前期 6Ma 环境模拟实验经验进行的,但由于集束射流气动热环境模拟装置刚刚设计制造完成,尚未开展大规模的测试实验,样本数量有限,经验还未形成可靠的推算依据,实验过程中最高实测稳态温度比预设值高出约 10℃。为了保证集束射流气动热环境模拟温度的精度,今后需进一步开展下列工作:

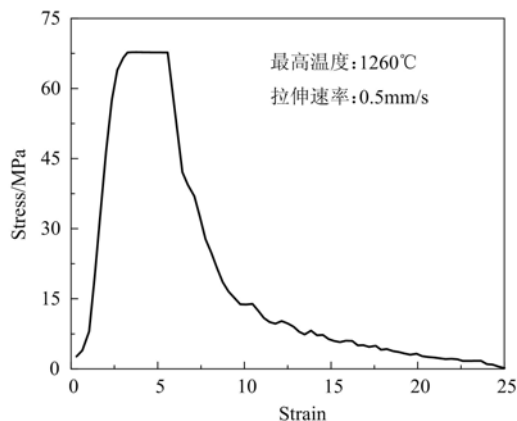


图 11 GH3039 合金气动热环境下的拉伸应力—应变曲线

Fig. 11 The tensile stress-strain curve of GH3039 alloy under aero-thermal environment

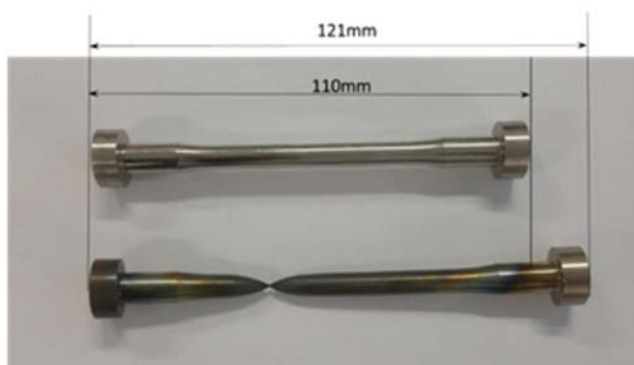


图 12 GH3039 合金断裂形貌

Fig. 12 The fracture appearance of GH3039 alloy

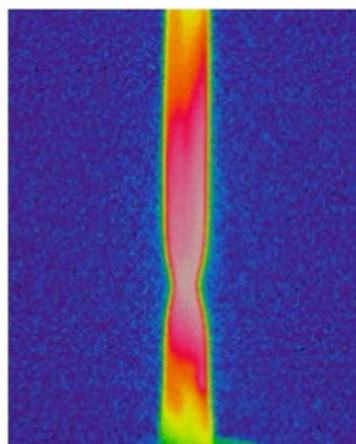


图 13 红外热像仪记录的 GH3039 合金断裂前的颈缩过程

Fig. 13 The apparent necking of GH3039 alloy recorded by the infrared thermograph

1) 随着测试样本的增加,不断积累马赫数、测试材料、燃烧组元组份、样品形状、样品尺寸、样品位置、模拟温度等数据,建立不同材料不同马赫数下测试温度与测试样品(尺寸、测试位置)、燃烧组元组份之间的定量推算关系,作为集束射流气动热环境模拟参数设计的理论计算依据。

2) 如果实验样品无前期理论计算依据,若条件允许,实验开始前,需在同等条件(马赫数、样品尺寸、样品位置)下开展一次或多次前期实验,根据实验结果进行燃烧组元组份微调,以确保环境模拟温度的精度。

4 结论

本文提出了一种气动热环境下材料力学性能测试技术,该技术能够模拟飞行器实际气动热环境,开展飞行器结构材料瞬态高温条件下的力学性能测试,获得材料“热障”服役环境下的真实强度信息,形成飞行器结构材料瞬态高温“热障”服役环境下的强度分析能力,为飞行器结构设计、可靠性评估以及飞行器结构材料选材、研发等提供技术支持。利用该技术开展了 GH3039 合金气动热环境下的短时拉伸性

能测试,数据结果真实准确,但由于经验和数据样本有限,环境模拟温度与预设值稍有偏差,在今后工作中,需要利用后续大量的数据积累形成环境模拟温度的理论计算依据,或通过多次实验重现、微调提高气动热环境下的材料力学性能测试技术中环境温度的模拟精度。

参考文献:

- [1] 苏雪. 高超声速热流固多物理场计算研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016:2-4 (SU Xue. Numerical research on the hypersonic thermal-fluid-structure multiphysical field [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016: 2-4 (in Chinese))
- [2] 王春奎, 黄晨光, 孙原龙. 高升温率和应变率对 30CrMnSi 材料拉伸强度的影响[J]. 金属学报, 1995, 31(10): 475-478 (WANG Chunkui, HUANG Chenguang, SUN Yuanlong. Influence of heat rate and strain rate on tensile strength of 30CrMnSi[J]. Acta Metallurgica Sinica, 1995, 31(10):475-478 (in Chinese))
- [3] Peng X, Fan J, Yang Y, et al. Investigations to the effect of heating rate on the mechanical properties of aluminum alloy LY12[J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40:7385-7397.
- [4] 陈斌, 彭向和, 杨运民. 不同升温率下预载 H62 黄铜破坏的实验研究[J]. 金属学报, 2001, 37(12):1256-1260 (CHEN Bing, PENG Xianghe, YANG Yunmin. An experimental investigation to the effect of heating rate on the failure of pre-load H62 brass[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2001, 37(12):1256-1260 (in Chinese))
- [5] 吴大方, 潘兵, 王岳武, 等. 瞬态热冲击环境下超硬铝合金 7A04 的力学性能[J]. 金属学报, 2011, 47(6):757-762 (WU Dafang, PAN Bing, WANG Yuewu et al. Mechanical properties of super-high strength Al 7A04 at transient heating[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2011, 47(6):757-762 (in Chinese))
- [6] 吴大方, 宋昊, 李永亭, 等. 铝-镁合金 5A06 在瞬态热冲击条件下的力学性能研究[J]. 实验力学, 2006, 21(5): 591-595 (WU Dafang, SONG Hao, LI Yongting, et al. A study on mechanical properties of 5A06 Al-Mg alloy at transient heating[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2006, 21(5):591-595 (in Chinese))
- [7] 岑华. 超硬铝合金在瞬态热冲击环境下的力学性能分析[J]. 铸造技术, 2014, 35(4):641-643 (CEN Hua. Analysis of mechanical properties of super duralumin alloy in transient thermal shock environment[J]. Foundry Technology, 2014, 35(4):641-643 (in Chinese))
- [8] 尹益辉, 陈裕泽, 彭向和. 金属力学性能的温升率效应研究概述[J]. 强激光与粒子束, 2006, 18(12):1964-1968 (YIN Yihui, CHEN Yuze, PENG Xianghe. Brief overview of effects of temperature rising rate on mechanical properties of metals[J]. High Power Laser and Particle Beam, 2006, 18(12):1964-1968 (in Chinese))
- [9] 吴大方, 潘兵, 郑力铭, 等. 高超声速飞行器材料与结构气动热环境模拟方法及试验研究[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(3):250-258 (WU Dafang, PAN Bing, ZHENG Liming, et al. Aerodynamic heating simulation method and testing technique for materials and structures of hypersonic flight vehicles [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(3):250-258 (in Chinese))
- [10] 吴大方, 房元鹏, 张敏. 高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统[J]. 航空计测技术, 2003, 23(1):9-12 (WU Dafang, FANG Yuanpeng, ZHANG Min. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehicle[J]. Metrology & Measurement Technology, 2003, 23(1):9-12 (in Chinese))
- [11] 王乐善, 王庆盛. 结构热试验技术的新发展[J]. 导弹与航空运载技术, 2000, 244(2):7-12 (WANG Leshan, WANG Qingsheng. The recent trends of thermal-test technique of structure[J]. Missilfs and Space Vehicles, 2000, 244(2):7-12 (in Chinese))
- [12] Stephen R Turns. 燃烧学导论: 概念与应用[M]. 姚强, 李水清, 王宇译. 北京: 清华大学出版社, 2009 (Stephen R Turns. An introduction to combustion concepts and applications[M]. YAO Qiang, LI Shuiqing, WANG Yu, transl. Beijing: Tsinghua University Press, 2009 (in Chinese))
- [13] Liu Fuhai, Zhu Rong, Dong Kai, et al. Effect of ambient and oxygen temperature on flow field characteristics of coherent jet[J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 2016, 47B:228-243.
- [14] Liu Fuhai, Zhu Rong, Dong Kai, et al. Flow field characteristics of coherent jet with preheating oxygen under various ambient temperatures[J]. ISIJ International, 2016, 56(9):1519-1528.
- [15] 陈丁, 吕计男, 季辰, 等. 双目视觉技术在高超声速颤振风洞试验中的应用[J]. 实验力学, 2015, 30(3):381-387 (CHEN Ding, LV Jinan, JI Chen, et al. Application of binocular vision measurement in hypersonic flutter wind tunnel experiment[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2015, 30(3):381-387 (in Chinese))

- [16] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002:194—203 (Chinese Handbook of Aeronautical Materials Committee. China aeronautical materials handbook[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002:194—203 (in Chinese))

A universal measurement technology for material mechanical properties under aero-thermal environment

WANG Mei-ling¹, SUN Dong-bai², ZHAO Fei¹, YANG Jian-hong³, WANG Feng-ping⁴

(1. National Centre for Material Service Safety, University of Science and Technology of Beijing, Beijing 100083, China; 2. School of Materials Science and Engineering, Sun Yat-sen University, Guangzhou 510275, China; 3. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology of Beijing, Beijing 100083, China; 4. School of Physics and Chemistry, University of Science and Technology of Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: The “thermal barrier” caused by aerodynamic heating during flight of the aircraft has the characteristics of transient (short-term) high temperature. In this transient high-temperature environment, the strength of the structural material of the aircraft becomes extremely complicated due to temperature and time effects. Conventional steady-state (long-term) high-temperature mechanical properties can no longer reflect the characteristics of the material “thermal barrier” environment. In this paper, a test technique for mechanical properties of materials under aerodynamic thermal environment is proposed and systematically verified with the GH3039 alloy. Actual aero-thermal environment can be simulated, mechanical performance of the structural materials at transient high temperatures can be tested, and the real strength information in the “thermal barrier” service environment can be obtained. This technology provides a new idea and development direction for testing the high temperature mechanical properties of aircraft structural materials.

Keywords: aero-thermal environment; thermal barrier; high-temperature mechanical properties