



高温条件下薄壁圆柱筒高速碰撞试验

徐伟芳^{1,2}, 张方举^{1,2}, 胡文军^{1,2}, 胡绍全^{1,2}, 李上明^{1,2},
陈军红^{1,2}, 孙爱军^{1,2}, 吕明^{1,2}

(1. 中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999;
2. 工程材料与结构冲击振动四川省重点实验室, 四川 绵阳 621999)

摘要: 为研究高温条件下薄壁圆筒高速撞击靶体的动力学响应, 该文基于理论和试验分析影响加热/保温、撞靶速度和姿态的诸多因素, 研究可以加温的高速撞击试验技术, 分别采用次口径发射技术、间接测温技术和高速摄影技术等实现薄壁圆柱筒的加热、保温、加速和姿态控制和测试等, 研究高温条件下薄壁圆柱筒的高速撞击响应。研究表明: 整体刚度较大的薄壁圆柱筒在高温条件下与刚性靶正碰时, 碰撞端墩粗, 尾端收缩, 两端发生凹陷变形, 尾端的凹陷大于碰撞端的凹陷变形; 侧碰时, 试样整体变形成马鞍状, 碰撞侧的变形呈扁平状; 端部角碰时, 碰撞端的变形呈楔形, 与碰撞角密切相关, 尾部也发生凹陷。整体刚度偏弱的薄壁圆筒碰撞时整体坍塌, 出现大量褶皱。

关键词: 高温; 高速; 撞击; 薄壁圆柱筒

中图分类号: TL93; O383

文献标志码: A

文章编号: 1674-5124(2018)10-0050-05

Study on high velocity impact experiment of thin cylinders at elevated temperature

XU Weifang^{1,2}, ZHANG Fangju^{1,2}, HU Wenjun^{1,2}, HU Shaoquan^{1,2}, LI Shangming^{1,2},
CHEN Junhong^{1,2}, SUN Aijun^{1,2}, LÜ Ming^{1,2}

(1. Institute of System Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China; 2. Shock and Vibration of Engineering Material and Structures Key Laboratory of Sichuan Province, Mianyang 621999, China)

Abstract: In order to study the high velocity impact responses of thin cylinders with sealed end at elevated temperatures, the impact experiment techniques at high temperature were studied by combination of theory method and experiment method. The issues of heating, insulating, impact velocity and gesture controlling were studied. Missile-borne heater was produced based on subcalibre technique and heating technique, which was not used to heat and insulate the sample, but also to accelerate the sample and to control the gesture. The temperature was measured by indirect method. The gesture was monitored by high speed photography. The following could be concluded from the studies on cylinder normally impacting on rigid target. The impact end was upset while the other end was contracted. Both ends subsided, and the cave depth of impact end was smaller than the opposite end. At lateral impact, the deformation of cylinder was like a saddle with a flat impacting side. At oblique impact, the impacting end became a wedge while the other end subsided. When the

收稿日期: 2018-06-03; 收到修改稿日期: 2018-07-12

基金项目: 国家自然科学基金 (11602257)

作者简介: 徐伟芳 (1974-), 男, 四川绵阳市人, 副研究员, 博士, 主要从事材料和结构冲击动力学响应研究。

strength and rigidity became smaller, the deformation became larger, and the cylinder collapsed with many folds.

Keywords: high temperature; high velocity; impact; thin cylinder

0 引言

异常事故安全性是指产品在异常高速碰撞或/和火烧下防止爆炸和有害物质泄漏的能力,是产品研制的关键技术指标之一,国内外对此开展了大量的研究^[1-2]。GB 11806-2004《放射性物质安全运输规程》^[3],以IAEA发布并不断修改完善的放射性材料安全运输规程^[4]为基础,规定了国内放射性物质安全运输的相关技术要求。在异常事故中,高速碰撞往往伴随着高温发生,高温效应和高速撞击响应相互耦合和相互影响,然而在GB 11806-2004以及已有产品异常事故下安全性的研究中,通常将高速撞击和高温作用下结构的安全性进行解耦,开展单独研究或序贯研究^[2,5-7],均不能反映高温和高速的耦合效应;因此,开展产品高温高速撞击同时作用下的安全性研究显得尤为重要。

同位素热/电源是一种利用温差电材料的赛贝克效应,直接将放射性同位素衰变所释放的热能转换成电能的能量转换装置^[8]。要实现核技术在航天中的应用^[9],必须解决同位素热/电源在使用过程中的可靠性和意外事件中的安全性^[8,10]。美国^[11]和俄罗斯^[8]已经开展了同位素热电源的应用研究。美国利用同位素能源撞击试验机(isotope fuels impact tester, IFIT)^[12]实现了轻质量同位素热源(LWRHU)和通用热源同位素电池(GPHS-RTG)单个热源的高温高速撞击试验。为了防止有害物质的泄漏,IFIT的结构设计异常复杂,主要分为5部分:空气炮、弹、激发装置、碰撞室和能量吸收装置,每部分又由若干小部件组成。对于整个GPHS-RTG,则采用火箭橇加速方法实现了高温高速撞击试验^[13],具体的方法是首先利用电炉将GPHS-RTG加热至设定温度(>1 000 ℃),然后远程控制将其安装在火箭橇上,当火箭橇加速到设定速度后,利用阻挡机构使GPHS-RTG与火箭橇分离,最后GPHS-RTG与靶体自由碰撞;或者采用“逆弹道”的方法利用火箭橇将靶体加速到设定速度后,撞击固定安装的GPHS-RTG。美国的IFIT、火箭橇等试验方法存在结构复杂、操作不易、测试不便和扩展性差等不足,工程实现的成本较高。中国原子能科学研究院开展

了类似的研究,发明了“一种用于高温高速撞击试验的装置”^[14]。此装置很难开展多姿态的碰撞试验,而且碰撞姿态无法检测。同位素热电源中的核心部件封装于多层圆柱筒中,为研究多层圆柱筒高温抗冲击性能,本文拟通过研究建立简单多用途的高速高温撞击试验装置^[15],开展高温条件下圆柱筒以多种姿态高速撞击刚性靶的冲击动力学响应研究。

1 试验系统

高温高速撞击系统由空气炮、试样组件、弹托分离器、靶体、测速系统和高速摄影等组成,具体布局如图1所示,其基本原理是:利用空气炮,将空气压缩到指定的压力,驱动已加热至指定温度的试样,以设定的速度和姿态撞击钢靶。由于试样的尺寸远小于空气炮孔径,试验中采用了次口径发射技术,利用弹托分离器使试样组件中的试样与其他部分分离。

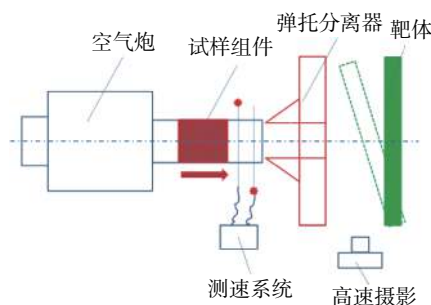


图1 试验系统分布示意图

2 关键参数控制方法

2.1 速度控制方法

在空气炮试验中,试样的碰靶速度主要取决于空气炮压缩气压以及试样的质量。简化的空气炮模型如图2^[6]所示。在不考虑各种摩擦和损耗时,试样的速度可用牛顿运动方程表示:

$$m \frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dx} \frac{dx}{dt} = \frac{dv}{dx} v = pA \quad (1)$$

式中: p —试样后面的气体压力, Pa;

x —试样离开初始位置的距离, m;

A —试样的横截面积, m^2 ;

m —试样的质量, kg。

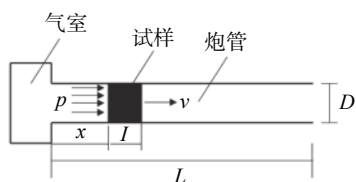


图2 简化的空气炮模型

假设气体推动试样运动可视为理想气体的绝热膨胀过程, 于是有:

$$pV = \frac{M}{\mu}RT \quad (2)$$

$$p_0V_0^\gamma = p(V_0 + A \cdot x)^\gamma \quad (3)$$

式中: V_0 、 V —气体的初始体积和某一时刻的体积, m^3 ;

M —气室中的充气质量, kg ;

μ —气室中的充气摩尔数, mol ;

T —气体的温度, K ;

γ —气体的绝热指数。

如果不考虑各种损耗的具体形式, 通过增加试样的质量等效考虑各种能量损耗, 即把试样质量由原来的 m 增加到 $m' = \varphi m$ 以等效考虑各种形式的能量损耗。此时试样的运动方程式(1)可表示为

$$(\varphi m) \frac{dv}{dt} = pA \quad (4)$$

式中 φ 为虚拟质量系数, $\varphi = K + \frac{1}{3} \frac{M}{m}$, K 在1.0~1.1之间, 由试验确定; $M = \frac{p_0 V_0}{RT} \mu$, kg , $R=8.31 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$ 。

联合求解式(3)和式(4), 可以得到试样达到炮口的速度:

$$v_L^2 = \frac{2p_0V_0^\gamma}{\varphi m(\gamma-1)} \left[1 - \frac{V_0^{\gamma-1}}{(V_0 + A \cdot L)^{\gamma-1}} \right] \quad (5)$$

试样与炮管之间的摩擦系数、压缩气体的释放速度以及炮管的温升会改变试样与炮管之间的摩擦力等, 进而影响试样的碰靶速度。因此试验前, 应在不同温度环境下, 进行多次试验标定虚拟质量系数 φ , 进而在试验前建立质量、气压与碰靶速度之间的关系式。

2.2 加热及测温方法

试样的加热可分为在线加热和离线加热。离线加热是将试样加热到试验温度后, 再装入空气炮中发射。由于试样与环境容易产生热交换, 进而降低试样温度, 若要达到试验要求的温度, 则需要试样的初始温度远高于试验温度; 同时这种方法容易诱发安全事故。因此, 试验中采用了在线加热方法(见图3), 即将加热装置和试样同时放在空气炮中,

当试样温度略高于试验温度, 切断电源, 快速组装试验系统, 将加热装置和试样同时发射。在线加热方法中, 加热装置不仅起着加热的作用, 同时兼具保温作用。试样在发射时已经切断所有电源停止加热, 因此同样会出现温度降低, 为确保试样碰靶时的温度满足试验要求, 试样温降曲线需要标定。

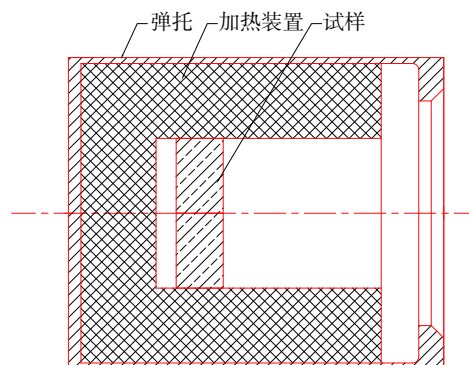


图3 在线加热方法

试样碰靶时的温度测量是高温高速碰撞试验中的难点和关键点。试样在靶室与靶体发生高速碰撞, 碰撞后容易产生大量的碎片和粉尘。产生的高速碎片具有较高的动能, 容易破坏安放于靶室内的仪器, 因此不能在靶室安装测温等仪器; 大量的粉尘和碎片同时制约了光测等方法。因此, 高速碰撞瞬间的试样温度不可能实时监测, 只有采用间接测量方法。具体方法是: 首先将试样与加热装置组装好, 置放于装弹舱中加热, 并使其温度高于试验要求温度, 然后停止加热, 监测试样温度的下降过程, 确定试样温度降至试验要求温度的时间 Δt_0 , 最后以此时间 Δt_0 控制试样的发射时间。

2.3 姿态控制方法

试验中所用空气炮的口径为250 mm, 而试样的尺寸不到100 mm, 远小于空气炮的口径, 需采用次口径发射技术加速加热后的试样。将试样和加热装置安装于弹托内部(见图3), 组成试样组件(见图1), 待试样组件加速达到设定速度时, 利用弹托分离器使试样与试样组件中的其他结构分离, 然后自主按照预定的姿态与靶体相撞。由于空气炮口径限制, 试样只能以轴向和横向的姿态撞击靶体。通过调整靶体的安装状态, 实现其他姿态的撞击试验。碰靶姿态通过高速相机进行监测。

3 试验结果

试验要求试样分别以端部正碰(0° 、 180°)、侧

碰(90°)和端部角碰(45°、135°)等姿态与靶体发生碰撞,撞击角度允许偏差为 $\pm 10^\circ$,碰撞速度介于90~95 m/s之间,碰撞时的温度不低于1 100 ℃。试验设计了两种尺寸的试样(图4和表1中分别标识为small和large),共开展了10发试验。试样尺寸不同,其热容不同,由此得到的温降曲线也不同(见

图4)。温降曲线表明,小试样(small)从1 200 ℃降低到1 100 ℃大约需要180 s,即3 min,而大试样(large)的时间大于4 min。因此,只要将 Δt_0 控制在3 min之内即可满足试验温度要求。高速摄影记录的典型碰靶姿态见图5,碰撞角及速度的测试结果见表1。由此可见,试验的控制精度满足试验要求。

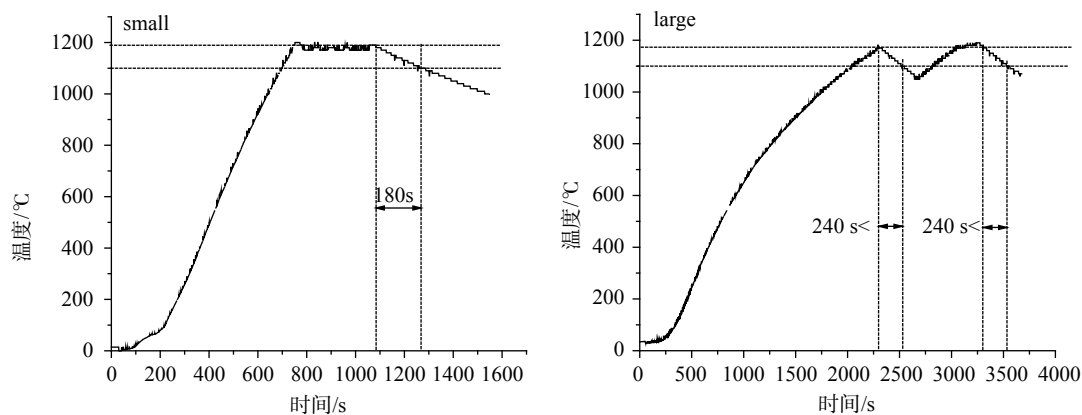


图4 温降曲线

表1 试验结果

试样编号	最高温度/℃	$\Delta t_0/s$	碰靶时温度/℃	碰撞速度/($m \cdot s^{-1}$)	实际碰撞角度/(°)
01-large	1 200	84	1 160	93.8	0.0-4.8
02-large	1 200	102	1 150	93.1	180.0-2.1
03-large	1 200	110	1 150	94.8	90.0 \pm 10.0
04-large	1 200	160	1 130	90.2	45.0 \pm 0.5
05-large	1 200	160	1 130	91.8	135.0 \pm 2.8
06-small	1 200	123	1 140	90.0	45.0 \pm 0.3
07-small	1 200	90	1 160	94.5	0.0 \pm 0.8
08-small	1 200	79	1 160	91.9	135.0 \pm 9.5
09-small	1 200	164	1 120	91.6	180.0-1.5
10-small	1 200	165	1 120	91.1	90.0 \pm 7.8



图5 高速摄影记录的典型碰撞姿态

大小薄壁圆筒在高温条件下经受高速碰撞后的变形分别见图6和图7。图6表明,正碰时,碰撞端

粗糙,尾端收缩,两端发生凹陷变形,尾端的凹陷大于碰撞端的凹陷变形;侧碰时,试样整体变形成马鞍状,碰撞侧的变形呈扁平状;端部角碰时,碰撞端的变形呈楔形,与碰撞角密切相关,尾部也发生凹陷。与大试样相比,由于图7中小试样的整体刚度小得多,在相同的试验条件下,其变形大得多。端部正碰和端部角碰时,试样整体坍塌失稳,出现大量褶皱变形,而侧碰时的变形与大试样相似。

4 结束语

本文基于理论和试验,建立了高温条件下薄壁

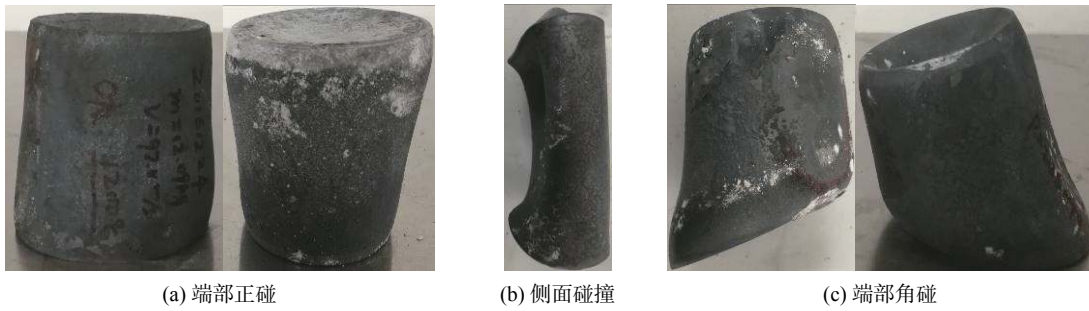


图6 大试样的最终变形图

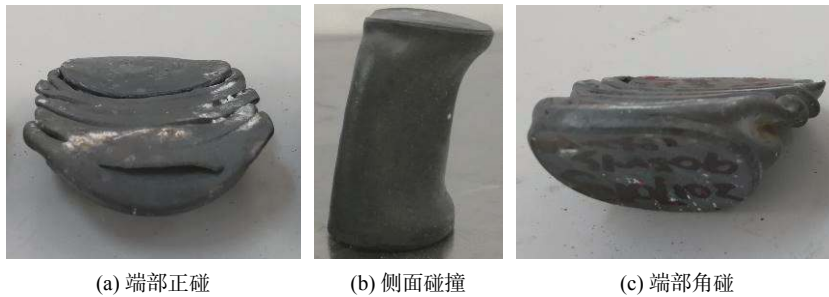


图7 小试样的最终变形图

圆筒的高速撞击试验技术, 获得了 1 100 °C 附近薄壁圆筒以近 90 m/s 的速度, 以不同姿态撞击下刚性靶体的变形特征。整体刚度较大的薄壁圆筒与刚性靶正碰时, 碰撞端墩粗, 尾端收缩, 两端发生凹陷变形, 尾端的凹陷大于碰撞端的凹陷变形; 侧碰时, 试样整体变形成马鞍状, 碰撞侧的变形呈扁平状; 端部角碰时, 碰撞端的变形呈楔形, 与碰撞角密切相关, 尾部也发生凹陷。整体刚度偏弱的薄壁圆筒碰撞时整体坍塌, 出现了大量的褶皱。

参考文献

- [1] 胡宇鹏, 罗群生, 尹霞, 等. BWBZX-1 保温包装箱设计与验证[J]. 包装工程, 2016, 37(1): 33-38.
- [2] LINDGREN E R, SORENSON K B, RECHARD R P, et al. Full-scale accident testing in support of spent nuclear fuel transportation:SAND2014-17831R[R]. Albuquerque: Sandia National Labs, 2014.
- [3] 放射性物质安全运输规程: GB 11806-2004[S]. 北京: 中国标准出版社, 2004.
- [4] Regulations for the safe transport of radioactive material[Z]. Vienna: International Atomic Energy Agency, 2006.
- [5] FRANO L R, PUGLIESE G, NASTA M. Structural performance of an IP2 package in free drop test conditions: Numerical and experimental evaluations[J]. Nuclear Engineering and Design, 2014, 280: 634-643.
- [6] ROMANOSKI G R, PIH H. Impact test characterization of carbon-carbon composites for the thermoelectric space power system[C]//10th international conference on composite materials, 1995.
- [7] LOFRANO R, SANFIORENZO A. Demonstration of structural performance of IP-2 package by simulation and full-scale horizontal free drop test[J]. Progress in Nuclear Energy, 2016, 86(1): 40-49.
- [8] 吴伟仁, 王倩, 任保国, 等. 放射性同位素热源/电源在航天任务中的应用[J]. 航天器工程, 2013, 22(2): 1-6.
- [9] 郑海山, 赵国铭. 放射性同位素温差电池的空间应用及前景分析[J]. 电源技术, 2013, 37(7): 1278-1230.
- [10] 康海波. 同位素电源系统研究进展[J]. 电源技术, 2011, 35(8): 1031-1033.
- [11] 候欣宾, 王立. 美国空间同位素能源装置发展现状[J]. 航天器工程, 2005, 16(2): 41-49.
- [12] Isotope fuels impact tester: LA--6013[R]. Los Alamos Scientific Lab, 1978.
- [13] OFFICE U A O. Environmental assessment of general-purpose heat source safety verification testing: DOE/EA--1025[R]. 1995.
- [14] 罗志福, 黄伟, 张向荣, 等. 一种用于高温高速撞击试验的装置: CN 203849118U[P/OL]. 2014-09-24.
- [15] 邹宇, 黄宁康. 伏特效应放射性同位素电池的原理和进展[J]. 核技术, 2006, 29(6): 432-437.
- [16] 王金贵. 气体炮原理及技术[M].北京: 国防工业出版社, 2001:41-45.

(编辑:莫婕)