DOI: 10.11883/bzycj-2017-0219
文章编号: 1001-1455(2018)06-1255-07

# 冲击载荷下 HTPB 推进剂的热耗散*

童 心[1],李 龙[2],马赛尔[3],许进升[1],郑 亚[1]
(1. 南京理工大学机械工程学院,江苏 南京 210094;
2. 南京理工大学瞬态物理国家重点实验室,江苏 南京 210094;
3. 中国船舶重工集团公司上海船舶电子设备研究所,上海 201108)

**摘要**: 为了研究 HTPB 推进剂在冲击载荷下的能量耗散规律,结合分离式霍普金森压杆(SHPB)搭建了红外测温系统。该系统响应速度快,可同步获取冲击实验中 HTPB 推进剂表面的温度变化。结果表明,HTPB 推进剂受载后表现出黏-超弹特性,并且在高速变形中试件经历了温度的显著升高。在黏-超弹性本构模型的基础上引入温度项,考虑了热软化效应,更加准确地描述了 HTPB 推进剂在高应变率变形下的热力学响应,可对复合固体推进剂在冲击载荷下的热力耦合分析提供参考。

**关键词**: 复合固体推进剂;SHPB;红外辐射测温;热耗散
**中图分类号**: O381; V512.3 **国标学科代码**: 1303510 **文献标志码**: A

固体火箭发动机由于结构简单、维护方便、可靠性高、机动性好等优点,广泛地运用于运载火箭和战略战术导弹的推进装置。固体火箭发动机在运输、维护检测和使用过程中可能遇到跌落、异物撞击、运输工具翻覆、多级火箭发射异常等意外,一定情况下会引发推进剂点燃,导致固体火箭发动机燃烧爆炸。近年来,出于对火箭武器更大射程的需求,经常利用火炮发射以得到理想的增程效果。普通火箭的加速度过载只有几十到两百 $g$,而使用火炮发射时火箭的加速度过载则有几千到上万 $g$。推进剂药柱在剧烈的冲击载荷下会产生非弹性变形,机械能将大部分转化为热能;由于推进剂较低的比热容和导热系数[1-2],耗散热能在药柱内聚集,使得药柱内部温度骤升,而推进剂是温度敏感的含能材料,温度的急剧升高会极大地削弱其动态力学性能[3],进而影响发动机的内弹道性能。这种温升效应在冲击载荷或循环载荷下[4]尤为明显,在这些情形下推进剂变形速率较快,产热速率远大于散热速率,导致生成热无法耗散到外部环境中,因此推进剂的变形可视为绝热过程。目前,研究温度对推进剂力学性能的影响主要分析的是环境温度变化对材料的影响,而忽视了变形过程中材料内部的温度演化。此外,固体火箭发动机在制备、储存、运输过程中受温度、振动等环境因素的影响,推进剂内部易形成微小的裂纹或微孔洞等初始损伤,这些损伤在点火压强或发射过载等冲击载荷下会急剧向内部扩展,导致整个推进剂装药结构的破坏,而变形引起的热耗散会加速损伤演化,因此需了解固体推进剂在冲击载荷下的热耗散特性。

分离式霍普金森杆(split Hopkinson pressure bar, SHPB)广泛用于测试材料在冲击载荷下的力学性能[5]。对于颗粒填充聚合物的复合材料,卢芳云等[6]测试了 PBX 炸药、B 炸药和复合固体推进剂在冲击载荷下的动态力学性能,但这类研究没有关注材料受冲击后形变生成热的影响,一方面无法解释材料形变生成热出现的现象,另一方面也不能准确描述材料在冲击载荷下力学性能与温度的相关性。为了获取材料在冲击载荷下的热耗散特性,需要发展与 SHPB 装置配套的瞬态测温技术。目前,常用的有热电偶[7]和红外辐射测温技术[8-9]。热电偶使用时需要嵌在被测材料内部,会影响材料变形的力学特性;热电偶响应时间较长,无法及时获得材料的温度变化信息。而红外辐射测温技术为非接触测量方法,可在不干涉材料变形的情形下获取材料表面的温度场,具有响应时间快、精度高等优点。考虑到固体推进剂属于颗粒填充聚合物,若采用热电偶其力学性能易受影响,所以宜选择红外测温方法。红外测

* **收稿日期**: 2017-06-22; **修回日期**: 2017-09-26
**基金项目**: 国家自然科学基金项目(51606098);江苏省自然科学基金项目(BK20140772)
**第一作者**: 童 心(1991— ),男,博士研究生; **通信作者**: 许进升,xujinsheng@njust.edu.cn。

温方法又包括红外热像仪和红外探测器。Pan 等[10-11]利用高速红外热像仪观察了环氧树脂在 SHPB 实验中的温升现象;李涛等[12]通过炸药单轴压缩实验,同时利用高速摄影和高速红外热像仪,对两种典型 PBX 炸药变形损伤过程和温升效应进行了实时观测。由于红外热像仪的响应时间较慢,所以它的使用范围多用于低、中应变率实验,对于 SHPB 等实验历程极短的高应变率实验,仍需要直接利用光敏传感器设计一套响应更快的红外辐射测温系统[13-15]以弥补红外热像仪测温的不足。

本文中,为了研究复合固体推进剂在冲击载荷下的热耗散特性,通过 SHPB 与自制红外测温平台的结合,获取推进剂表面温度随变形的演化规律。在此基础上,建立 HTPB 的黏-超弹本构模型,并考虑变形引起的温度变化,在模型中计及温升对材料力学性能的影响。研究结果可对推进剂等颗粒填充聚合物在冲击载荷下的热力耦合分析提供参考。

## 1 实 验

### 1.1 试件

固体推进剂为三组元 HTPB(端羟基聚丁二烯,hydroxyl-terminated polybutadiene)推进剂,各组元的质量分数如下:铝粉(Al)为 17%,高氯酸铵(AP)为 70%,黏合剂 HTPB 橡胶及其他组分为 13%。材料的热物理参数分别为:密度 $\rho=1\ 770\ \mathrm{kg/m^3}$,比热容 $c=1\ 500\ \mathrm{J/(kg\cdot K)}$。实验前,将 HTPB 推进剂方坯加工为圆柱体试件,其公称尺寸为$\varnothing$8 mm×2 mm。试件加工完毕后,再放入保温箱,在 70 ℃环境下保温 12 h,以去除加工残余应力和防止推进剂受潮而改变其理化性质。

### 1.2 冲击实验

SHPB 实验装置的主体为 3 根压杆,包括 14 mm 直径的子弹、入射杆和透射杆,子弹长 300 mm,入射杆和透射杆长度均为 1 400 mm。SHPB 实验的原理为:子弹经空气炮加速后撞击入射杆的自由端,产生一定宽度的入射压缩波;入射波经入射杆传播到入射杆与试件的接触界面时,由于压杆和试件之间的波阻抗不匹配,部分入射波反射回入射杆,成为拉伸波,另一部分入射波经试件进入透射杆中继续传播。入射杆和透射杆上所贴的应变片记录了实验中两杆中的应变历史。通过 SHPB 的两个重要假定,即压杆一维应力波传播假设和试件应力应变均匀假设,可得到下列关系[16]:

$$\varepsilon_s=-\frac{2c_0}{l_s}\int_0^{\tau}\varepsilon_r(t)\,\mathrm{d}t,\qquad \sigma_s=\frac{EA}{A_s}\varepsilon_t(t),\qquad \dot{\varepsilon}_s=-\frac{2c_0}{l_s}\varepsilon_r(t) \tag{1}$$

式中:$\varepsilon_s$ 和 $\sigma_s$ 表示试件的工程应变与工程应力,$\dot{\varepsilon}_s$ 表示试件变形的工程应变率,$\varepsilon_r(t)$、$\varepsilon_t(t)$ 分别为压杆的反射应变和透射应变,$c_0$ 是压杆的弹性应力波速,$l_s$ 是试件的原始长度,$E$ 是压杆的弹性模量,$A$ 为压杆横截面积,$A_s$ 为试件的原始截面积,$\tau$ 表示实验进行的时间。通过上述关系式,可得到试件在不同冲击速度下的应变应力和应变-应变率曲线。

由于 HTPB 推进剂的密度和弹性模量都很小,其波阻抗 $\rho E$ 较低,透射信号微弱。为了获得较强的透射信号,需要缩小压杆与试件之间的阻抗差异,实验中选用密度小的 LC4 超高强度铝合金作为压杆材料。同时,透射应变的测量使用了灵敏系数更大的半导体应变片(灵敏系数为 110,与入射杆上的电阻应变片相比灵敏系数提高了约 50 倍)。正式实验前,在压杆和试件接触界面处均匀涂上二硫化钼润滑脂,以减小杆与试件之间的端面摩擦效应[17]。为了改善入射波形、达到试件恒应变率变形的目的,在子弹和入射杆之间粘贴整形片;选择了不同材料作为脉冲整形片,然后进行了 SHPB 实验,比较了入射波和反射波的波形,最终选定纸片作为脉冲整形片,其有效性在实验中得到了检验。实验过程中环境温度为 25 ℃。

### 1.3 红外辐射测温系统

红外辐射是自然界存在的一种最为广泛的电磁波辐射。任何物体的分子和原子,都一直进行无规则的运动,不停地辐射出热红外能量;温度在绝对零度以上的物体,都会因自身的分子(或原子)运动而辐射出红外线[18]。通过对物体自身辐射红外能量的测量,便能准确地测定它的表面温度。目前,发展成熟的红外传感器有单点传感器和阵列式传感器[19]。

实验中，采用美国 Judson 公司的单点传感器，搭建了与 SHPB 配套使用的瞬态测温模块，如图 1 所示。瞬态测温模块包括碲镉汞红外探测器(J15D14-M204-S01M-60，传感器尺寸为 1 mm ×1 mm，响应时间为 0.5 μs，波长范围为 2～13 μm)、抛物面型凹面镜(通径为 50.8 mm，焦距为 200 mm)及前置放大器(Judson，PA-300)等组成。辐射测温中，理想的成像系统能将试件上指定区域的辐射能量 100%地汇聚到光敏传感器上。而实际上，只有部分辐射能量能汇聚到光敏传感器上，即失真不可避免，因此需要借助光路来提高汇聚效果。实验中的光路属于反射式光路，由镀金凹面镜组成，镀金是为了增加凹面镜的反射率。实验时，试件所辐射的红外光聚焦到红外探测器的光敏感元件上，红外探测器将热功率信号转换成电信号，再经放大器后导入数据采集卡进行后续处理。降低环境温度可以减小热噪声，提高光敏传感器的灵敏度，因此需在实验时对传感器进行冷却处理，实验前利用液氮将传感器冷却至 77 K。

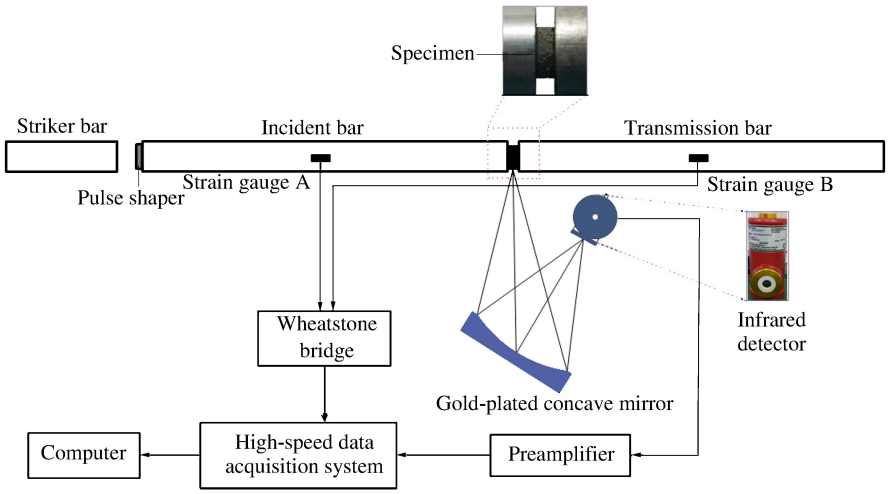



图 1　SHPB 和瞬态测温模块

Fig. 1　SHPB and transient temperature measurement module

刘永贵等[9]指出，红外测温的重点在于确定实测温度与输出电压之间的实时对应关系。理论上，可通过计算得到两者之间的关系，但计算较繁琐，因此实际中多采用原位标定方法。由于红外探测器的测量窗口视角有一定的范围，它能测试到的物体热辐射的红外辐射能大小与窗口到试件位置的空间距离有关，因此需要固定红外探测器与试件的相对位置进行标定。正式实验前，将瞬态测温系统与 SHPB 装置按图 1 布置，将经过保温处理的试件放置在入射杆和透射杆之间，使用红外热像仪(FLIR-A615，采集频率为 25 Hz)实时测量试件一侧表面的温度，并记录此时红外测温系统输出的电压值；待试件慢慢冷却，其表面温度逐渐降低，可得到多个电压-温度关系数据，标定的温度范围为 25～65 ℃。

## 2　结果与讨论

### 2.1　标定结果

图 2 是 3 次标定的结果。从图中可以发现，探测器输出的电压与温度是近似线性关系。对 3 次结果取平均值，并拟合得到电压与温度的关系式：

$$U_o = 1.91T - 47.96 \qquad (2)$$

式中：$U_o$ 是输出电压，单位为 mV；$T$ 为温度，单位为℃。

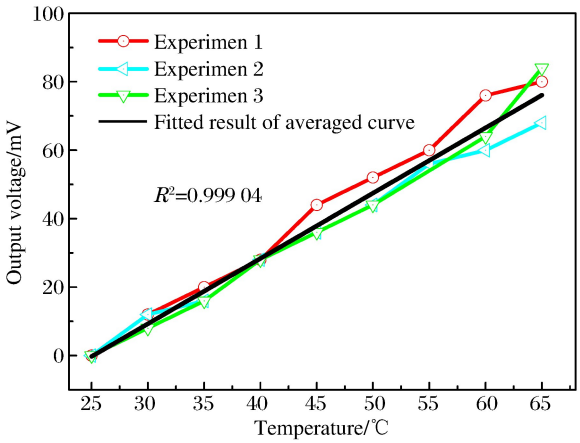



图 2　原位标定结果

Fig. 2　Results of in-situ calibration

## 2.2 应力应变关系

HTPB 推进剂属于软材料，在 SHPB 实验中应力波传递到透射杆的部分十分微弱[20]。如无法采集到可靠的透射信号，SHPB 实验的假设将不再成立。从图 3 可发现，实验中通过半导体应变片获得了较大的透射信号。经过应力平衡检验后(见图 4)，实测的透射应变信号与根据“两波法”得到的计算透射应变信号基本重合，表明了实验的可靠性。

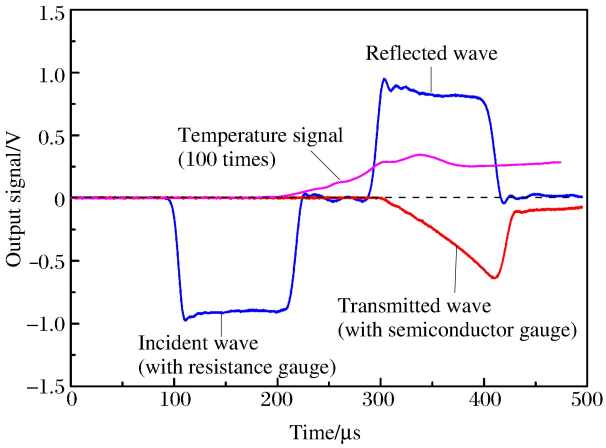



图 3 应变和温度信号

Fig. 3 Signals of strain and temperature

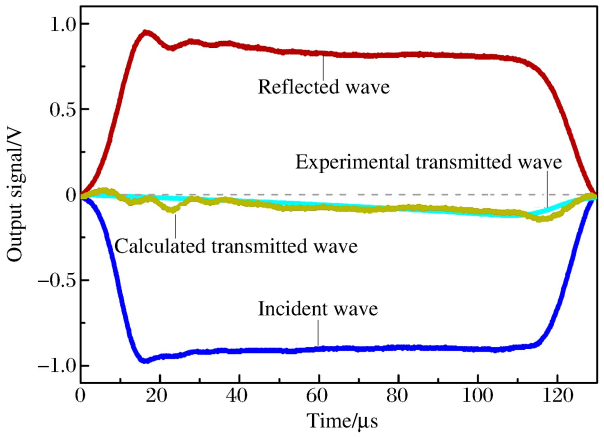



图 4 应力平衡检验

Fig. 4 Verification of stress equilibrium

图 5 给出了 HTPB 不同应变率下的真实应力-工程应变曲线。HTPB 推进剂的应力应变曲线中出现了损伤断裂的大应变区域，已经不再满足单轴压缩实验的基本条件，不能被看作是材料的本质属性，因此应力应变曲线仅选取了下降前的部分。HTPB 推进剂具有明显的黏弹特性(率相关)，又具有较大的变形，可用黏-超弹模型描述 HTPB 推进剂高应变率力学行为。参考 Jiang 等[21]结合 Mooney-Rivlin 超弹模型和 ZWT 模型建立的 EPDM(ethylene-propylene-diene monomer)绝热层黏-超弹模型，HTPB 推进剂的黏-超弹本构关系可视为超弹项与黏弹项的组合，具体形式为：

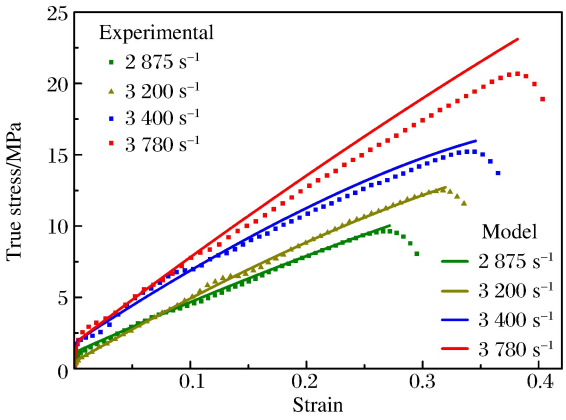



图 5 HTPB 推进剂的真实应力应变关系

Fig. 5 True stress-strain relation of HTPB propellant

$$\sigma_{\text{true}} = 2C_1\left[(1-\varepsilon)^2-(1-\varepsilon)^{-1}\right]+2C_2\left[(1-\varepsilon)-(1-\varepsilon)^{-2}\right]+E_0\theta_0\dot{\varepsilon}\left[1-\exp\left(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon}\theta_0}\right)\right] \tag{3}$$

式中：$\sigma_{\text{true}}$为真实应力，$\varepsilon$ 为工程应变，$\dot{\varepsilon}$ 为应变率，$C_1$、$C_2$、$E_0$、$\theta_0$ 为模型参数，其中大括号里表示超弹项，另外部分表示黏弹项。利用 1stOpt 软件的通用全局优化算法，拟合得到了 2 875、3 200、3 400 $\text{s}^{-1}$应变率下 4 个参数，再平均可得到：$C_1=-13.857\ 5$ MPa，$C_2=5.206\ 4$ MPa，$E_0=1\ 960.516\ 5$ MPa，$\theta_0=0.194\ 3$ μs。最后，将这些参数和 3 780 $\text{s}^{-1}$下的应力应变数据代入式(3)，以验证模型的准确性。

可以观察到，应变率 3 780 $\text{s}^{-1}$下的曲线与实验曲线相比有着较大的误差，其原因主要是未考虑冲击载荷下推进剂的温度升高带来的软化作用[22]。在冲击载荷下，在 HTPB 推进剂的初始缺陷(如微裂纹、微孔洞)处应变集中，推进剂在冲击载荷下发生剧烈的颗粒破碎与基体撕裂，由于黏性和局部塑性等原因使变形功转化为热能。一般复合固体推进剂的导热率很低，在高应变速率下加载时间很短，材料向周围的热量传递很少，致使局部区域引起非均匀生热。在计及环境温度的基础上，还需考虑推进剂受载后的热效应，这样才能准确地描述推进剂的高应变率力学行为。

### 2.3　功热转化对力学性能的影响

通过红外测温装置，获取了 SHPB 实验中推进剂表面温度随应变的变化规律，如图 6 所示（以 $\dot{\varepsilon}=3\ 780\ s^{-1}$ 为例，下同）。其中，引入了 $\beta$ 系数，定义 $\beta$ 为耗散热能与非弹性功的比例，即：

$$\beta=\frac{\rho c\dot{T}}{\sigma_{in}\dot{\varepsilon}_{in}} \tag{4}$$

式中：$\dot{T}$ 为温度变化率，$\rho$ 为密度，$c$ 为比热容，$\sigma_{in}$ 为非弹性应力，$\dot{\varepsilon}_{in}$ 为应变率。本实验中，假设 $\beta=1$，即变形功全部转化为热能，由此得到了图 6 中的理论温升曲线。根据实验中的温度数据，在应变小于 0.33 之前，实测值与理论值误差很小，表明几乎所有的变形功均转化为热能。在应变 0.33 与 0.38 之间实测温度偏低，应变 0.38 时已完全小于理论温升值。当应变为 0.38 时，试件已开始破坏，不能保持原有的形状，此时测得的红外探测器的输出信号不能反映试件表面的温度变化，因而数据不具有可信性。在试件较大时（应变大于 0.33），试件的可探测区域变小，进入红外探测器视窗中的红外辐射较少，所以在该段区域内的温度数据仅有参考价值，在下一步的理论分析中不予考虑。

为准确分析变形引起的温度升高对 HTPB 推进剂力学特性的影响，引入热软化函数[23] $\theta(T)$，对原有的黏-超弹模型进行修正，即 $\sigma_{true}^{T}=\theta(T)\sigma_{true}$。$\theta(T)$ 的具体形式为：

$$\theta(T)=1-\left(\frac{\Delta T}{T_0}\right)^m \tag{5}$$

式中：$T_0$ 为初温，$\Delta T$ 是试件变形时的温度升高，$m$ 是待求参数。因为 $\Delta T$ 是 $\varepsilon$ 的函数，可首先拟合得到 $\Delta T$ 与工程应变 $\varepsilon$ 的关系：$\Delta T/T_0=0.404\ 34\varepsilon^{1.714\ 3}$，然后代入式(5)，可得：

$$\theta(T)=1-0.404\ 34\varepsilon^{1.714\ 3m} \tag{6}$$

将 $m$ 的初始值设为 1，再调整 $m$ 的值以达到最佳优化效果，最终得到 $m=0.875$。图 7 充分显示了热软化函数对模型的修正作用，表明在实验中较高的应变率（$\dot{\varepsilon}=3\ 780\ s^{-1}$）下，变形时的温度升高对推进剂的力学性能有着较大的影响。在数值计算中，需要考虑这个因素以提高模型的预测精度。

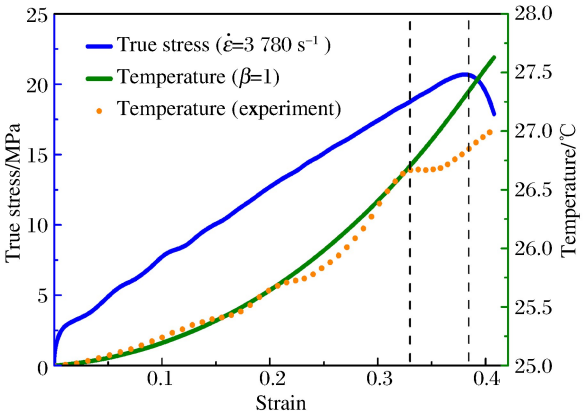



图 6　HTPB 推进剂的应力、温度与应变的关系

Fig. 6　Typical stress and temperature versus strain for HTPB propellant

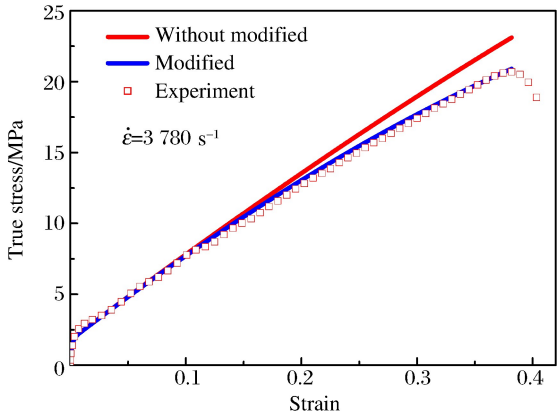



图 7　经热软化函数修正后的预测结果

Fig. 7　Result of prediction with application of temperature softening function

## 3　结　论

(1)红外辐射测温装置和 SHPB 的结合，可有效地获取 HTPB 推进剂在冲击载荷下的热力学特性。结果显示：HTPB 推进剂在冲击载荷下的应力应变关系呈现出黏-超弹性质，同时推进剂表面温度有显著的变化。

(2)在冲击载荷下，构建 HTPB 推进剂的黏-超弹本构模型中需要考虑变形引起的温度升高对力学性能的影响，可通过引入热软化函数对原有模型进行修正。本文中发现，在应变率 3 780 s$^{-1}$ 以上，对 HTPB 推进剂力学性能的分析需要考虑形变引起的热耗散。

感谢南京理工大学电子工程与光电技术学院杨潇博士在红外测温系统方面的帮助。

## 参考文献:


[1] JACKSON T L, BUCKMASTER J. Heterogeneous propellant combustion[J]. AIAA Journal, 2002,40(6):1122-1130. DOI: 10.2514/2.1761.

[2] CAI W D, THAKRE P, YANG V. A model of AP/HTPB composite propellant combustion in rocket-motor environments[J]. Combustion Science and Technology, 2008, 180(12): 2143-2169. DOI: 10.1080/00102200802414915.

[3] SUN C, XU J, CHEN X, et al. Strain rate and temperature dependence of the compressive behavior of a composite modified double-base propellant[J]. Mechanics of Materials, 2015,89:35-46. DOI: 10.1016/j.mechmat.2015.06.002.

[4] TONG X, CHEN X, XU J, et al. Excitation of thermal dissipation of solid propellants during the fatigue process[J]. Materials and Design, 2017,128:47-55. DOI: 10.1016/j.matdes.2017.04.088.

[5] 卢芳云,陈荣,林玉亮,等. 霍普金森杆实验技术[M]. 北京:高等教育出版社,2013.

[6] 卢芳云,林玉亮,王晓燕,等. 含能材料的高应变率响应实验[J]. 火炸药学报,2006,29(1):1-4. DOI: 10.14077/j.issn.1007-7812.2006.01.001.
LU Fangyun, LIN Yuliang, WANG Xiaoyan, et al. Experimental investigation on dynamic response of energetic materials at high strain rate[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2006,29(1):1-4. DOI: 10.14077/j.issn.1007-7812.2006.01.001.

[7] KENDALL M J, FROUD R F, SIVIOUR C R. Novel temperature measurement method and thermodynamic investigations of amorphous polymers during high rate deformation[J]. Polymer, 2014,55(10):2514-2522. DOI: 10.1016/j.polymer.2014.03.058.

[8] RITTEL D, BHATTACHARYYA A, POON B, et al. Thermomechanical characterization of pure polycrystalline tantalum[J]. Materials Science and Engineering: A, 2007,447(1):65-70. DOI: 10.1016/j.msea.2006.10.064.

[9] 刘永贵,唐志平,崔世堂. 冲击载荷下瞬态温度的实时测量方法[J]. 爆炸与冲击,2014,34(4):471-475. DOI: 10.11883/1001-1455(2014)04-0471-05.
LIU Yonggui, TANG Zhiping, CUI Shitang. Real-time measuring methods for transient temperature under shock loading[J]. Explosion and Shock Waves, 2014,34(4):471-475. DOI: 10.11883/1001-1455(2014)04-0471-05.

[10] PAN Z, XIONG J, LIANG S, et al. Transient deformation and heat generation of solid polyurethane under impact compression[J]. Polymer Testing, 2017,61:269-279. DOI: 10.1016/j.polymertesting.2017.05.033.

[11] PAN Z, SUN B, SHIM V P W, et al. Transient heat generation and thermo-mechanical response of epoxy resin under adiabatic impact compressions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016,95:874-889. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.12.072.

[12] 李涛,傅华,李克武,等. 单轴压缩下 2 种 PBX 炸药的动态变形损伤及其温升效应[J]. 爆炸与冲击,2017,37(1):120-125. DOI: 10.11883/1001-1445(2017)01-0120-06.
LI Tao, FU Hua, LI Kewu, et al. Deformation with damage and temperature-rise of two types of plastic-bonded explosives under uniaxial compression[J]. Explosion and Shock Waves, 2017,37(1):120-125. DOI: 10.11883/1001-1445(2017)01-0120-06.

[13] RITTEL D, WANG Z G. Thermo-mechanical aspects of adiabatic shear failure of AM50 and Ti6Al4V alloys[J]. Mechanics of Materials, 2008,40(8):629-635. DOI: 10.1115/esda2008-59141.

[14] GARG M, MULLIKEN A D, BOYCE M C. Temperature rise in polymeric materials during high rate deformation[J]. Journal of Applied Mechanics, 2008,75(1):148-155. DOI: 10.1115/1.2745388.

[15] LI Z, LAMBROS J. Strain rate effects on the thermomechanical behavior of polymers[J]. International Journal of Solids and Structures, 2001,38(20):3549-3562. DOI: 10.1016/s0020-7683(00)00223-7.

[16] CHEN W W, SONG B. Split Hopkinson (Kolsky) bar: Design, testing and applications[M]. Springer Science and Business Media, 2010.

[17] LU F, LIN Y, WANG X, et al. A theoretical analysis about the influence of interfacial friction in SHPB tests[J]. International Journal of Impact Engineering, 2015,79:95-101. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2014.10.008.

[18] 杨世铭，陶文铨. 传热学[M]. 4 版. 北京：高等教育出版社，2006.

[19] HODOWANY J. On the conversion of plastic work into heat[D]. California Institute of Technology, 1997.

[20] 龙兵，常新龙，张有宏，等. 高应变率下 HTPB 推进剂动态断裂性能研究[J]. 推进技术，2015，36(3)：471-475. DOI：10.13675/j.cnki.tjjs.2015.03.022.
LONG Bing, CHANG Xinlong, ZHANG Youhong, et al. Study on dynamic fracture properties of HTPB propellant under high strain rate[J]. Journal of Propulsive Technology, 2015,36(3):471-475. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.03.022.

[21] JIANG J, XU J S, ZHANG Z S, et al. Rate-dependent compressive behavior of EPDM insulation: Experimental and constitutive analysis[J]. Mechanics of Materials, 2016,96:30-38. DOI: 10.1016/j.mechmat.2016.02.003.

[22] XU J, CHEN X, WANG H, et al. Thermo-damage-viscoelastic constitutive model of HTPB composite propellant [J]. International Journal of Solids and Structures, 2014,51(18):3209-3217. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2014.05.024.

[23] JOHNSON G R, COOK W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures[C]// Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics. 1983:541-547.

# Heat dissipation of HTPB propellant under impact loading

TONG Xin[1], LI Long[2], MA Sai'er[3], XU Jinsheng[1], ZHENG Ya[1]

(1. *School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*;
2. *Natural Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*;
3. *Shanghai Marine Electric Equipment Research Institute, China Shipbuilding Industry Corporation, Shanghai* 201108, *China*)

**Abstract**: In this study, using a split Hopkinson pressure bar (SHPB), we assembled a fast-responding infrared temperature measurement system, capable of simultaneously obtaining the superficial temperature change of the HTPB propellant in impact experiments, to investigate the energy dissipation pattern of HTPB propellant under impact loading. The results show that the HTPB propellant exhibited visco-hyper elastic properties, and experienced significant temperature rise in high speed deformation. Based on the visco-hyper elastic constitutive model, we also introduced a heat softening function to more accurately describe the thermodynamic response of the HTPB propellant at high strain rates. Our results provide support for the analysis of thermo mechanical coupling of the solid composite propellant under impact loading.

**Keywords**: solid composite propellant; SHPB; infrared radiation thermography; heat dissipation

（责任编辑　丁　峰）