

# 中应变率下HTPB推进剂压缩力学性能和本构模型研究<sup>\*</sup>

王哲君<sup>1</sup>, 强洪夫<sup>1</sup>, 王 广<sup>1</sup>, 刘小川<sup>2</sup>, 武文明<sup>1</sup>

(1. 第二炮兵工程大学 动力工程系, 陕西 西安 710025;

2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

**摘 要:** 为研究固体推进剂在中应变率条件下的压缩力学性能, 在高应变率液压伺服试验机上开展了单轴压缩实验, 并获取了温度范围为 $-40 \sim 25^{\circ}\text{C}$ 及 $0.40 \sim 85.71\text{s}^{-1}$ 应变率下HTPB推进剂的应力-应变曲线。结果表明, 本文的实验方法是有效的, 温度和应变率对HTPB推进剂的压缩力学性能影响显著。随温度降低和应变率升高, 应力-应变曲线特性变得更加复杂, 并与准静态下的应力-应变曲线特性有明显区别。压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 随温度的降低和应变率的升高而逐渐增加, 且均与应变率具有相对较好的线性双对数关系。在低温和较高应变率的双重作用下,  $-40^{\circ}\text{C}$ ,  $85.71\text{s}^{-1}$ 条件下的压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 分别为 $25^{\circ}\text{C}$ ,  $0.40\text{s}^{-1}$ 条件下数值的10.64倍和4.25倍。基于时温等效原理, 得到了HTPB推进剂的压缩力学性能主曲线, 该主曲线能够对低温较宽应变率范围内推进剂的压缩力学性能进行预测。在朱-王-唐非线性粘弹性本构模型的基础上, 构建了考虑温度和应变率效应的固体推进剂中应变率压缩本构模型, 并采用遗传算法拟合了本构参数。通过不同温度和应变率下预测结果与实验数据的比较, 验证了模型的有效性。所建模型能够较好地描述0.17应变率以内HTPB推进剂的压缩变形, 可为低温中应变率下固体火箭发动机药柱的结构完整性分析提供理论基础。

**关键词:** HTPB推进剂; 中应变率; 压缩力学性能; 本构模型

中图分类号: V512 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2016) 04-0776-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.04.023

## Mechanical Properties and Constitutive Model for HTPB Propellant under Intermediate Strain Rate Compression

WANG Zhe-jun<sup>1</sup>, QIANG Hong-fu<sup>1</sup>, WANG Guang<sup>1</sup>, LIU Xiao-chuan<sup>2</sup>, WU Wen-ming<sup>1</sup>

(1. Power Engineering Department, Xi'an Hi-Tech Institute, Xi'an 710025, China;

2. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** To investigate the compressive mechanical properties of solid propellant at intermediate strain rates, uniaxial compressive tests were carried out by using the servo-hydraulic testing machine, and the stress-strain curves of HTPB propellant were obtained in a wide range of temperatures ( $-40 \sim 25^{\circ}\text{C}$ ) and strain rates ( $0.40 \sim 85.71\text{s}^{-1}$ ). The results indicate that the proposed test method is effective and the effects of temperature and strain rate on the compressive mechanical properties of HTPB propellant are significant. As the temperature decreases and strain rate increases, the characteristics of stress-strain curves for HTPB propellant are more complex and are obviously different from those under static conditions. Meanwhile, both compressive modulus  $E$  and compressive stress  $\sigma_{0.17}$  increase as a linear-log function of strain rate at different temperatures. Because of the coupled effects of low temperature and high strain rate, the values of the compressive modulus  $E$  and compressive stress  $\sigma_{0.17}$  at  $-40^{\circ}\text{C}$  and  $85.71\text{s}^{-1}$  are 10.64 and 4.25 times of their values at  $25^{\circ}\text{C}$  and  $0.40\text{s}^{-1}$ , respec-

\* 收稿日期: 2015-05-18; 修订日期: 2015-07-31。

基金项目: 总装重点预研项目 (51328050101)。

作者简介: 王哲君, 男, 博士生, 研究领域为飞行器结构完整性分析与技术。E-mail: qiulongzaitian@126.com

tively. The mechanical properties master curves for HTPB propellant were obtained based on the time-temperature superposition principle and can predict the compressive mechanical properties of HTPB propellant over a considerable range of strain rates at low temperature. Based on the Zhu-Wang-Tang model, a nonlinear visco-elastic constitutive model considering the effects of temperature and strain rate was developed for intermediate strain-rate compression of solid propellant. The constitutive parameters were identified by the GA-based optimization method. The overlap between experimental results and predicted results for HTPB propellant are good at strain lower than 0.17 under the test conditions, which confirms that the developed constitutive model is valid and can provide the theoretical basis for further analyzing the structural integrity of propellant grain at low temperatures and intermediate strain rates.

**Key words:** HTPB propellant; Intermediate strain rate; Compressive mechanical properties; Constitutive model

## 1 引言

战术导弹固体火箭发动机在其服役周期内面临着低温条件下点火的任务剖面,而影响固体火箭发动机低温点火工作可靠性的决定性因素是发动机药柱在低温点火下的结构完整性<sup>[1]</sup>,因为固体推进剂的力学性能和破坏机理明显受到外界温度、加载应变率和加载方式的影响<sup>[2]</sup>。Nevière等<sup>[3,4]</sup>认为,战术导弹固体火箭发动机低温点火时,推进剂面临低温和中应变率( $1 \sim 100\text{s}^{-1}$ )的双重作用。因此,要确保低温点火下战术导弹固体火箭发动机的正常工作,就必须对低温中应变率加载条件下固体推进剂的力学性能进行充分研究分析。同时,要有效对低温点火下战术导弹固体火箭发动机药柱的结构完整性进行有限元仿真计算,就必须构建相应的本构模型。

Blumenthal<sup>[5]</sup>, Ho<sup>[6]</sup>等分别基于传统材料试验机和分离式Hopkinson压杆装置研究了低温准静态和低温高应变率下固体推进剂的压缩力学性能,并通过研究发现,低温动态加载条件下固体推进剂的力学性能与常温准静态下的有明显区别。但当前针对中应变率不同温度条件下固体推进剂力学性能的研究仍十分匮乏,这主要是由于常规实验装置本身特性的限制,使得有效开展中应变率条件下材料的力学性能实验存在较大的难度<sup>[7,8]</sup>。传统材料试验机只能够满足低应变率下( $<1\text{s}^{-1}$ )材料力学性能的实验研究,而分离式Hopkinson压杆技术只能够满足应变率高于 $10^2\text{s}^{-1}$ 条件下材料的动态力学性能实验研究。虽然,部分研究者通过落锤冲击实验研究了发射药在中应变率加载条件下的损伤情况和抗冲强度<sup>[9,10]</sup>,但由于该装置很难直接提供完整的应力-应变曲线,因而其在研究固体推进剂等含能材料的力学性能时受限。此外,固体推进剂相对金属等材料具有低模量

和低强度等物理特性,而且实验中要特别注意安全性因素,因此,进行中应变率不同温度条件下固体推进剂的拉压力学性能实验具有更大的难度。本文研究者通过前期研究发现,基于新型高应变率液压伺服试验机能够有效开展 $14.29\text{s}^{-1}$ 以内低温下HTPB推进剂的拉伸力学性能实验,但需要设计适合固体推进剂材料的夹具<sup>[11]</sup>,而且有关该应变率范围及其以上范围固体推进剂的压缩力学性能还不清楚。侯晓等<sup>[12]</sup>指出,拉压不同加载方式下固体推进剂具有明显不同的力学性能,也需要不同的装置将试验件和试验机连接起来。最后,当前仍十分缺乏动态加载条件下固体推进剂的本构模型,公开文献中的有关研究也主要集中在 $10^3\text{s}^{-1}$ 以上高应变率范围内动态加载条件下本构模型的构建<sup>[13-15]</sup>。因此,研究中应变率条件下固体推进剂的压缩力学性能并构建相应的本构模型是十分必要的。

本文以HTPB推进剂为研究对象,基于新型高应变率液压伺服试验机开展中应变率不同温度条件下的压缩实验,并分析温度和应变率对该型推进剂力学性能的影响规律。同时,构建考虑温度和应变率效应的非线性粘弹性本构模型。

## 2 实验材料及方法

HTPB复合固体推进剂的固体颗粒(AP/Al)填充质量分数为0.88,其他组分质量分数为0.12。为保证实验过程中的稳定性,基于Park等<sup>[16]</sup>的研究和中国航天科技集团公司四院的有关标准,将推进剂制成长径比为1的 $\phi 25\text{mm} \times 25\text{mm}$ 圆柱型试件,加工后的试件端面平整。实验前,将试件放入设定温度的温度箱中保温1h。

实验中采用新设计的带有延伸杆的铝合金圆盘装置与高应变率液压伺服试验机的底座通过夹持方式相连接。同时,严格确保试验机压头、试件以及放

置试件的圆盘同心,进而保证对试件加载力的方向与其几何中心线同轴,最终获得一维轴向数据。此外,实验过程中,在试验机压头和试件接触面均匀涂抹黏性润滑油,以减小或消除端面摩擦。试验机的压头在实验中先预加速到预定的压缩速度,然后开始压缩试件。实验温度范围为 25, -20, -30, -40℃, 试验机压头速度分别为 10, 100, 360, 2150mm/s。每个实验条件下进行 5 组重复实验,进一步保证实验数据的可靠性。最终,通过对实验获得的应变-时间曲线进行分析发现,压缩过程中应变率近似为恒定。同时,通过对应变-时间曲线进行拟合得到压缩过程中的应变率分别为:0.40, 4.00, 14.29, 85.71s<sup>-1</sup>。

### 3 实验结果及分析

#### 3.1 压缩应力-应变曲线特性分析

根据实验结果,得到不同温度和应变率条件下 HTPB 推进剂的压缩应力-应变曲线,其中 -40℃ 和 85.71s<sup>-1</sup> 条件下压缩应力-应变曲线如图 1 所示。图 1 及之后图中纵坐标均为归一化处理数据,其中,图 1 归一化标准  $C_\sigma$  为所有实验条件下名义应力的最大值的 1.15 倍。

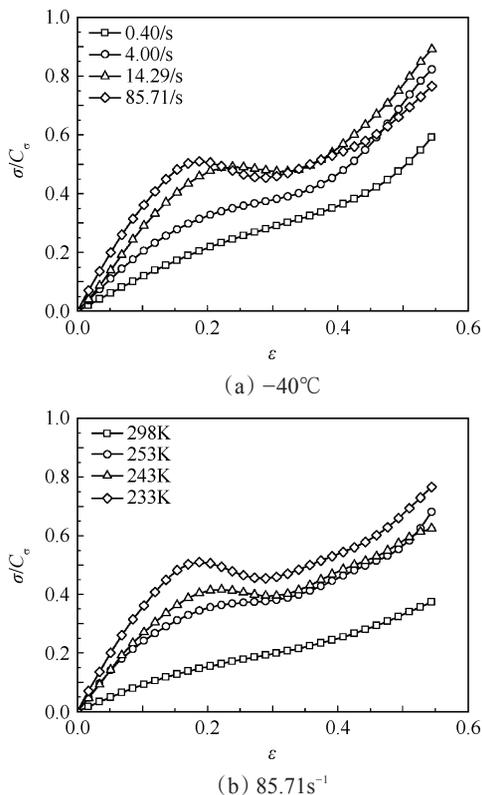


Fig. 1 Typical stress-strain curves of HTPB propellant in compression at different temperatures and strain rates

由图 1 可知:(1)随应变增加,HTPB 推进剂的应

力-应变曲线呈现出强烈的非线性,而且受温度和应变率的影响比较明显;(2)在常温或较低应变率下,HTPB 推进剂的压缩应力-应变曲线具有与赖建伟等<sup>[17]</sup>通过准静态压缩实验获得的应力-应变曲线一致的特性。而在低温较高应变率下,HTPB 推进剂的压缩应力-应变曲线特性比较复杂,不仅具有应力平台区,还有应力明显下降的应变软化段,而且随温度降低和应变率升高,发生应变软化的应变值逐渐减小;(3)在常温或较低应变率下,应力随温度降低和应变率升高而增大,但在低温较高应变率下发生大变形时,应力随温度和应变率的变化关系并不满足该规律。

低温较高应变率下 HTPB 推进剂的压缩应力-应变曲线特性进一步表明,固体推进剂的压缩力学性能在不同温度和不同应变率范围呈现出较大的差异性。本文低温较高应变率下应力-应变曲线特性的形成,可能主要由以下原因造成:第一,在低温和较高应变率的双重作用下,HTPB 推进剂压缩变形时内部发生了更严重和更复杂的损伤。同时,随温度降低和应变率升高,推进剂更容易发生环向剪切破裂,具有更大的裂纹(图 2 所示)。这些损伤和破坏会导致推进剂在相对小的应变处发生应力下降;第二,基于红外观测发现,低温较高应变率下实验结束后的试件表面温度有明显的升高,这种温升效应会造成更小应变处推进剂压缩变形时的应变软化。



Fig. 2 Typical resulting samples of HTPB propellant at 85.71s<sup>-1</sup> and different temperatures

#### 3.2 温度和应变率对压缩力学性能影响分析

为更直观地反映温度和应变率对推进剂力学性能的影响,需获得相应的力学性能参数。但由于本研究中 HTPB 推进剂压缩变形应力-应变曲线具有复杂的特性,因此,首先采用式(1)获得不同温度和应变率条件下 HTPB 推进剂的压缩真应力-应变曲线,如图 3 所示,图 3 中归一化标准  $C_\sigma$  为所有实验条件下真应力的最大值的 1.15 倍。

$$\sigma_{\text{true}} = (F/A)(1 - \varepsilon) = \sigma(1 - \varepsilon) \quad (1)$$

式中  $\sigma_{\text{true}}$  为真应力,  $F$  为试件所受压力,  $A$  为试件原始截面积,  $\sigma$  为应力,  $\varepsilon$  为应变。

由图 3 可以更明显地得出,室温或较低应变率下

HTPB推进剂压缩变形时,其具有典型的颗粒增强粘弹性材料压缩变形三段特性,而且真应力随应变的增加而不断增加。但在低温较高应变率下,推进剂因为前边所述应变软化而在较小应变处具有最大真应力,其中 $-40^{\circ}\text{C}$ ,  $85.71\text{s}^{-1}$ 条件下,该应变值最小,为0.17。因此,本文研究中,参考张亚等<sup>[18]</sup>的研究,选择0.17定应变处不同应变率和温度下的真应力 $\sigma_{0.17}$ 进行分析。同时,基于推进剂变形初期线性段斜率定义压缩模量 $E$ 。

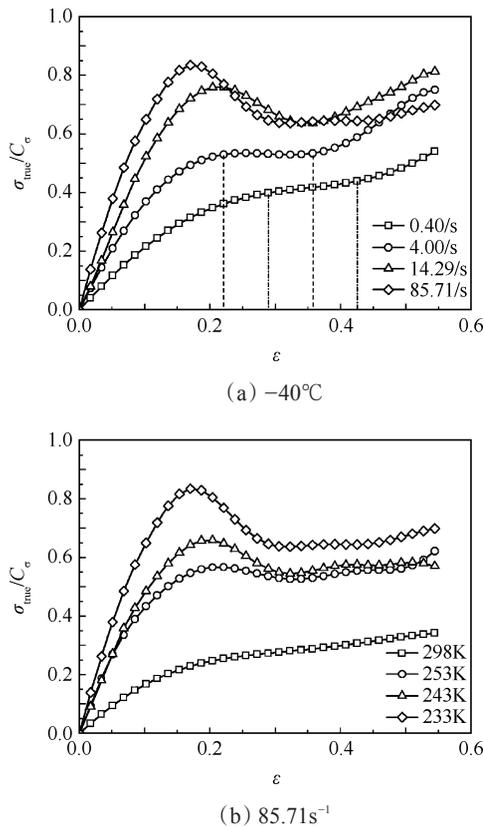


Fig. 3 Typical true stress-strain curves of HTPB propellant in compression at different temperatures and strain rates

由于低温下HTPB推进剂具有更复杂的力学性能,因此,结合实验数据,以 $-40^{\circ}\text{C}$ 为参考温度,即 $T_0 = 233\text{K}$ ,同时参考标准GJB 770B-2005,得到不同温度和应变率下HTPB推进剂的压缩力学性能变化图,如图4所示,图4中归一化标准 $C_E$ 和 $C_{\sigma}$ 均为所有实验条件下力学性能参数取对数后的最大值的1.15倍。

由图4可知,压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 随温度的降低和应变率的升高而逐渐增大,且均与应变率之间满足线性双对数关系。在低温和较高应变率的双重作用下, $-40^{\circ}\text{C}$ ,  $85.71\text{s}^{-1}$ 条件下的压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 分别为 $25^{\circ}\text{C}$ ,  $0.40\text{s}^{-1}$ 条件下数值的

10.64倍和4.25倍。

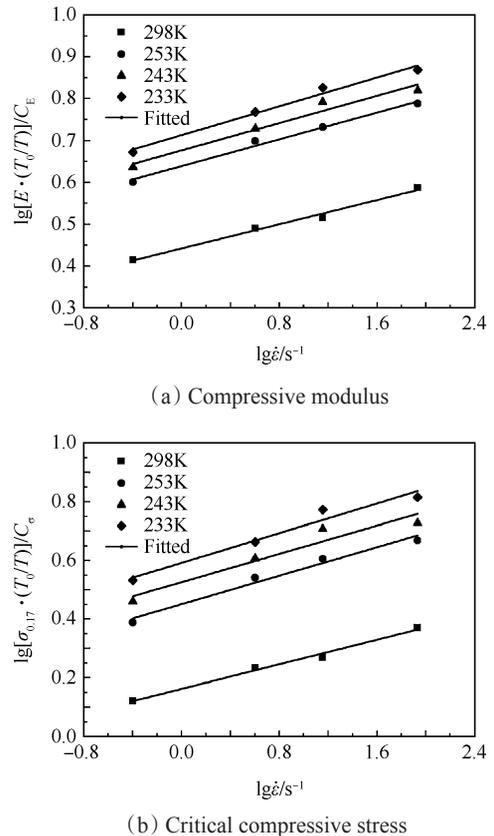


Fig. 4 Relationships of mechanical parameters for HTPB propellant with temperature and strain rate at various deformation conditions

### 3.3 压缩力学性能主曲线分析

由图4可知,温度降低和应变率升高对HTPB推进剂压缩力学性能的影响是等效的,同时,不同温度下压缩力学性能参数随应变率的变化趋势呈现出平行关系。因此,以 $-40^{\circ}\text{C}$ 为参考温度,即 $T_0 = 233\text{K}$ ,参照标准QJ 2487-93,可基于时温等效原理得到温度与移位因子 $\alpha_r$ 的曲线和压缩力学性能-温度-应变率主曲线<sup>[19]</sup>,如图5所示。图5中归一化标准 $C_{\alpha}$ 为所有实验条件下移位因子 $\lg \alpha_r$ 绝对值的最大值的1.15倍, $C_{\sigma}$ 为所有实验条件下力学性能参数取对数后的最大值的1.15倍。其中,拟合压缩模量 $E$ 的主曲线和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 的主曲线时的相关系数分别为0.993和0.989,拟合结果较好。

由图5可知,压缩模量 $E$ 主曲线和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 主曲线的 $\lg(\alpha_r \cdot \dot{\epsilon})$ 值均较宽,因此,基于该主曲线可进行 $-40^{\circ}\text{C}$ ,  $10^{-4.3} \sim 10^2\text{s}^{-1}$ 应变率范围内固体推进剂的力学性能预测和固体火箭发动机药柱的结构完整性分析,该范围能够弥补当前准静态实验和高应变率实验分析的不足。

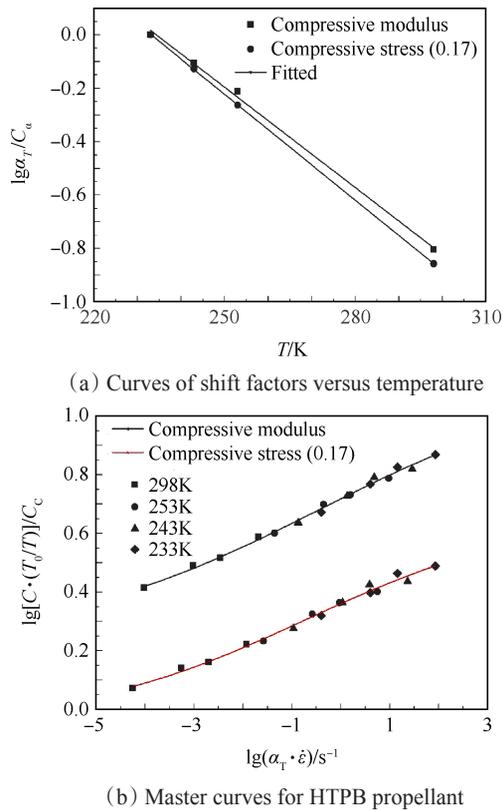


Fig. 5 Mechanical parameters-reduced strain rate master curves for HTPB propellant reduced to 233K

## 4 非线性本构模型

### 4.1 本构模型构建

目前,在描述较宽应变率范围内聚合物材料变形时,朱-王-唐(ZWT)非线性粘弹性本构模型得到了广泛的应用<sup>[20,21]</sup>。其有1个非线性弹性体和2个描述不同应变率范围粘弹性响应的Maxwell体组成,定应变率下其本构形式为

$$\sigma(t) = E_0 \varepsilon + \alpha \varepsilon^2 + \beta \varepsilon^3 + E_1 \theta_1 \varepsilon [1 - \exp(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon} \theta_1})] + E_2 \theta_2 \dot{\varepsilon} [1 - \exp(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon} \theta_2})] \quad (2)$$

式中  $E_0$ ,  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $\alpha$  和  $\beta$  为材料参数,  $\theta_1$ ,  $\theta_2$  为松弛时间。其中  $\theta_1$  通常是  $10 \sim 10^2$  s 量级,在描述准静态下变形时起到非常重要的作用,而  $\theta_2$  通常是  $1 \sim 100 \mu\text{s}$  量级,在描述高应变率下变形时起到非常关键的作用。正是包含了不同量级的松弛时间,因此,ZWT本构模型可描述准静态到高应变率下较宽范围内聚合物材料的变形,但不能描述中应变率下材料的非线性变形。同时,该模型也不能描述材料的温度效应。由于本文应变率分别对应三个松弛时间量级,同时为兼顾预测结果的精确性和本构模型形式的简单性,构建如下所示的考虑温度和应变率

效应的固体推进剂定应变率压缩加载非线性粘弹性本构模型

$$\sigma(t) = g(T) \{ A_1 \varepsilon + A_2 \varepsilon^2 + A_3 \varepsilon^3 + A_4 \dot{\varepsilon} [1 - \exp(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon} A_5})] + A_6 \dot{\varepsilon} [1 - \exp(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon} A_7})] + A_8 \dot{\varepsilon} [1 - \exp(-\frac{\varepsilon}{\dot{\varepsilon} A_9})] \} \quad (3)$$

式中  $g(T)$  为描述温度效应的函数,  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$ ,  $A_4$ ,  $A_6$  和  $A_8$  为材料参数,  $A_5$ ,  $A_7$  和  $A_9$  为松弛时间。为进一步简化后续参数求解,根据本文应变率范围,直接确定  $A_5$ ,  $A_7$  和  $A_9$  的值分别为  $10^{-1}$ ,  $10^{-2}$  和  $10^{-3}$  s。

### 4.2 参数拟合

由于本文所建本构模型中,松弛时间量级没有ZWT本构模型中差距那样大,因此,不可能采用该本构的参数求解方法。同时,基于分步求解本构参数的方法,可能会影响最终的计算结果。而遗传算法在计算参数量较大的非线性问题上有较强的优势<sup>[22]</sup>,因此,本文本构模型中的材料参数基于实验数据并采用全局优化遗传算法获取:

(1) 选取  $-40^\circ\text{C}$  为参考温度,基于该温度  $0.40$ ,  $14.29\text{s}^{-1}$  应变率下实验数据和编制的遗传算法一次性获得  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$ ,  $A_4$ ,  $A_6$  和  $A_8$  的值。

(2) 将参考温度下获得的材料参数值带入本构模型式(3)中,然后分别与其它实验温度  $0.40$ ,  $14.29\text{s}^{-1}$  应变率下实验数据进行比较,并进一步基于编制的遗传算法获得各个温度下的  $g(T)$  值。

(3) 计算得到的材料参数值如表1所示,描述温度效应的函数  $g(T)$  可拟合为

$$g(T) = 33.296 \exp[-(T/70.851)] - 0.248 \quad (4)$$

Table 1 Fitting parameters of constitutive model

$A_1/\text{MPa}$	$A_2/\text{MPa}$	$A_3/\text{MPa}$	$A_4/\text{MPa}$	$A_6/\text{MPa}$	$A_8/\text{MPa}$
33.710	-0.0349	-0.388	0.0403	0.538	1.435

### 4.3 本构模型验证

将计算得到的材料参数代入本构模型式(3)中,与实验数据的部份对比如图6所示,图6中归一化标准  $C_\sigma$  为所有实验条件下  $0.17$  定应变处真应力的最大值的  $1.7$  倍。由图6可知,所建模型能够较好地描述实验条件下  $0.17$  应变以内HTPB推进剂的压缩变形,这表明本文构建本构模型的方法是有效的。但基于所建本构模型得到的预测结果与实验数据在  $85.71\text{s}^{-1}$  应变率下吻合性相对较差,这可能是由于在该应变率下获得的实验数据具有相对较大的离散性,影响了材料参数的准确性。此外,  $85.71\text{s}^{-1}$  比其他三个应

变率值高很多,可能需要在本构模型中进一步引入描述损伤的函数,也是影响该应变率下拟合精度的原因,需要进一步开展研究。

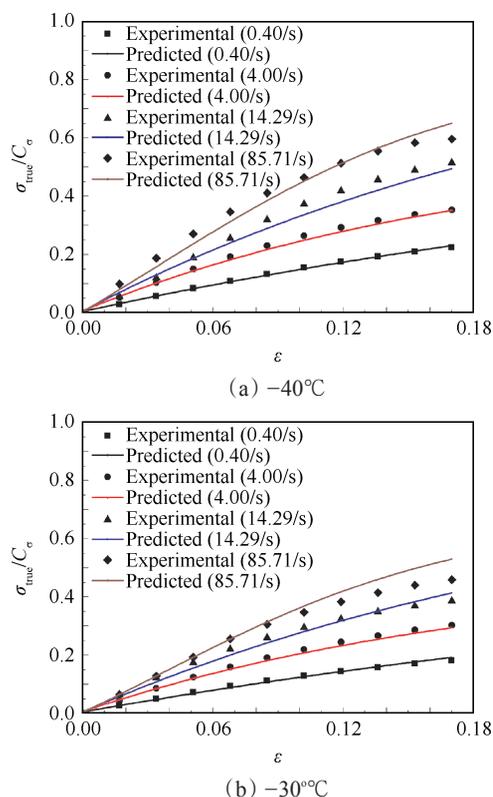


Fig. 6 Comparison of experimental data and model predictions

## 5 结论

(1) 基于新型高应变率液压伺服试验机能够有效开展中应变率下HTPB推进剂的压缩力学性能实验研究。常温或较低应变率下,HTPB推进剂压缩应力-应变曲线特性与准静态下的一致,而在低温较高应变率下,应力-应变曲线特性较为复杂。其中应力-应变曲线上应变软化段与低温较高应变率下推进剂内部更为复杂和更为严重的损伤以及推进剂环向剪切破裂有关,并受到温升效应的影响。

(2) 压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 随温度的降低和应变率的升高而逐渐增加,且均与应变率具有相对较好的线性双对数关系。在低温和较高应变率的双重作用下, $-40^{\circ}\text{C}$ , $85.71\text{s}^{-1}$ 条件下的压缩模量 $E$ 和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 分别为 $25^{\circ}\text{C}$ , $0.4\text{s}^{-1}$ 条件下数值的10.64倍和4.25倍。

(3) 压缩模量 $E$ 的主曲线和压缩应力 $\sigma_{0.17}$ 的主曲线均具有较宽的预测能力,能够为低温 $-40^{\circ}\text{C}$ 最大应变率范围为 $10^{4.3} \sim 10^2\text{s}^{-1}$ 内固体推进剂的力学性能

预测和固体火箭发动机药柱的结构完整性分析提供有力的数据支撑。

(4) 本文构建的非线性粘弹性本构模型,考虑了温度和应变率效应。基于本构模型得到的预测结果与实验数据具有较好的吻合性,能够比较有效地描述 $0.17$ 应变以内HTPB推进剂的压缩变形,但在 $85.71\text{s}^{-1}$ 应变率下具有相对较大的误差,需要开展进一步的研究。

致谢:感谢中国航天科技集团公司四院朱祖念老师在论文撰写中给予的帮助。

## 参考文献:

- [1] 刘中兵,张兵,周艳青. 固体发动机低温点火适应性模拟试验技术[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(2): 203-207.
- [2] 侯林法. 复合固体推进剂[M]. 北京:中国宇航出版社, 1994.
- [3] Nevière R, Tixier L. Fracture of Case Bonded Grains in Cold Pressurization Motors Tests[R]. AIAA 2009-5171.
- [4] Jeremic R. Some Aspects of Time-Temperature Superposition Principle Applied for Predicting Mechanical Properties of Solid Rocket Propellants[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1999, 24: 221-223.
- [5] Blumenthal W R. Compressive Properties of PBXN-110 and Its HTPB-Based Binder as a Function of Temperature and Strain Rate[C]. San Diego: 12th International Detonation Symposium, 2002.
- [6] Ho S Y, Fong C W. Temperature Dependence of High Strain-Rate Impact Fracture Behaviour in Highly Filled Polymeric Composite and Plasticized Thermoplastic Propellants[J]. Journal of Material Science, 1987, 22: 3023-3031.
- [7] Field J E, Walley S M, Proud W G, et al. Review of Experimental Techniques for High Rate Deformation and Shock Studies[J]. International Journal of Impact Engineering, 2004, 30: 725-775.
- [8] 王哲君,强洪夫,王广,等. 含能材料动态力学性能试验方法研究进展[C]. 榆林:固体火箭推进专业委员会第三十一届学术年会, 2014.
- [9] CHEN Peng-wan, DAI Kai-da, HUANG Feng-lei, et al. Ultrasonic Evaluation of the Impact Damage of Polymer Bonded Explosives[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2004, 13(3): 242-246.
- [10] 王世英,胡焕性. B炸药装药发射安全性落锤模拟加载实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2003, 23(3): 275-278.
- [11] 王哲君,强洪夫,王广,等. 低温高应变率条件下

- HTPB推进剂拉伸力学性能研究[J]. 推进技术, 2015, 36(9): 1426-1432. (WANG Zhe-jun, QIANG Hong-fu, WANG Guang, et al. Tensile Mechanical Properties of HTPB Propellant at Low Temperature and High Strain Rate[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(9): 1426-1432.)
- [12] REN Ping, HOU Xiao, HE Gao-rang, et al. Comparative Research of Tensile and Compressive Modulus of Composite Solid Propellant for Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(10): 2345-2359.
- [13] Ho S Y. High Strain-Rate Constitutive Models for Solid Rocket Propellants[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(5): 1106-1111.
- [14] 王蓬勃, 王政时, 鞠玉涛, 等. 双基推进剂高应变率本构模型的实验研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(1): 69-72.
- [15] 常新龙, 赖建伟, 张晓军, 等. HTPB推进剂高应变率粘弹性本构模型研究[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 123-127. (CHANG Xin-long, LAI Jian-wei, ZHANG Xiao-jun, et al. High Strain-Rate Viscoelastic Constitutive Model for HTPB Propellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 123-127.)
- [16] Park C, Huh H, Park J. Effect of Strain Rate on Mechanical Response of PBX Simulants[C]. *Lombard, IL: Proceedings of the 2013 Annual Conference on Experimental and Applied Mechanics*, 2013.
- [17] 赖建伟, 常新龙, 龙兵, 等. 低温和应变率对HTPB推进剂压缩力学性能影响[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(6): 792-798.
- [18] 张亚. HTPB复合固体推进剂破坏准则的试验和理论研究[D]. 西安: 第二炮兵工程大学, 2010.
- [19] Neviere R. An Extension of the Time-Temperature Superposition Principle Applied for Predicting Mechanical Properties of Solid Rocket Propellants[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1999, 24: 221-223.
- [20] 王礼立, 施绍裘, 江瑛, 等. ZWT非线性热粘弹性本构关系的研究与应用[J]. 宁波大学学报, 2000, 13: 141-149.
- [21] 刘志林, 王晓鸣, 姚文进, 等. 底排药柱的高应变率动态响应实验和仿真[J]. 含能材料, 2014, 22(4): 529-534.
- [22] Zalewski R, Pyrz M, Wolszakiewicz T. Modeling of Solid Propellants Viscoplastic Behavior Using Evolutionary Algorithms[J]. *Central European Journal of Energetic Materials*, 2010, 7(4): 289-300.

(编辑:张荣莉)