

文章编号: 1000-8055(2006)04-0784-5

撞击载荷作用下固体火箭发动机安全性分析

陈广南, 张为华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 以机械撞击载荷下固体推进剂裂纹摩擦热点细观模型为基础, 考虑推进剂基体粘性加热, 结合热粘弹理论和动力有限元法, 分析计算发动机结构撞击变形及装药内部热点形成, 确定产生高温热点撞击临界速度。通过对含能材料 Steven 撞击试验、小型试验发动机撞击试验分析计算及结果对比, 证明了理论模型及计算方法的有效性。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 固体火箭发动机; 机械撞击; 热点; 安全性

中图分类号: V435

文献标识码: A

Nmerical analysis of SRM 's safety under nmechanic impact

CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the meso-scale model for the hot-spot of crack friction in solid propellant, with the consideration of the theory of thermo-visco-elasticity and using the method of hydrodynamic finite elements, numerical investigations of solid rocket motor (SRM) structural deformation and hot-spot formation in SRM 's grain under mechanic impact were carried out, in which the effect of viscous heating in the solid propellant matrix was also considered. Critical impact velocities for the solid propellant ignition were determined. In comparison with the results of impact tests of the energetic material samples and small SRM, it is showed that results obtained through numerical analysis agree reasonably well with that of experiments.

Key words: aerospace propulsion system; solid rocket motor; mechanical impact; hot-spot; safety of solid rocket motor

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事故, 一定情况下引发推进剂点燃, 导致固体火箭发动机燃烧爆炸。对于机械撞击载荷下发动机安全性分析, 最常用方法是用落锤试验测定含能材料冲击感度或者直接进行跌落撞击试验, 但二者都有局限性。冲击感度是相对量值, 从冲击感度无法预测特定撞击载荷作用下发动机是否安全; 跌落试验虽然直接而有

效, 对于大型发动机试验费用高。本文从撞击载荷下推进剂热点形成机理出发, 将热点细观模型和发动机结构受力变形分析相结合, 对发动机撞击变形和装药内部热点形成发展过程进行分析计算, 最终确定撞击临界条件。

热点理论是含能材料在外界激励作用下着火、燃烧被普遍认同的观点。对于颗粒填充聚合物基体类型的含能材料(如复合推进剂、用粘合剂浇注炸药等), 其撞击载荷下热点形成机理及热点

收稿日期: 2005 - 09 - 15; 修订日期: 2005 - 12 - 22

作者简介: 陈广南(1964 -), 男, 广东揭阳人, 博士, 研究领域为飞行器总体设计与发动机安全性。

微观模型目前已进行了很多研究^[1-2],研究认为裂纹摩擦是形成热点最可能机理^[3]。Dienes J. K.^[3]首先试探性用统计断裂力学方法(Statistical Crack Mechanics, SCRAM)分析 PBX9501 炸药在飞板撞击下着火、燃烧响应过程。Bonnet J. G.^[4]根据 SCRAM 方法基本思想,提出粘弹性统计断裂力学方法(Visco-SCRAM),并对炸药的非爆轰冲击过程进行分析计算。

本文采用有限差分概念,按照裂纹面取向和裂纹半径分布统计规律,对单元内部弥散裂纹进行离散,得到有限方向和大小、有限数量的裂纹集合。结合动力有限元法分析计算发动机撞击变形过程中单元应力,并将其作为微裂纹远场应力,分析计算裂纹滑移、扩展和热点形成发展过程,确定临界撞击速度,从而达到对撞击载荷下含能装置安全性进行分析的目的。

1 裂纹摩擦热点控制方程

按照机械撞击载荷作用下热点形成微观模型^[5],裂纹内部将发生如下力学-化学-热力学过程:固体推进剂热分解和汽化、推进剂化学反应形成最终气体产物、气相与固相热交换、固相热传递、固相相变、裂纹扩展、气体压缩与膨胀。主要控制方程如下:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + U_p \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} - (T - T_0) \frac{d \ln A_b}{dt} \quad (1)$$

$$- K \frac{\partial T}{\partial y} + \rho U_p \Delta h_v = Q_{g \rightarrow s} + \dot{Q}_f \quad (2)$$

$$U_p = \frac{A}{\rho} \exp\left(-\frac{E}{RT_s}\right) \quad (3)$$

$$\dot{M}_g = 2AU_p \rho \quad (4)$$

$$\begin{aligned} M_g C_v \frac{dT_g}{dt} + \dot{M}_g (C_v T_g - C_p T_s) \dot{M}_g \Delta h_r \\ = - p \frac{dV}{dt} - 2A_b \dot{Q}_{g \rightarrow s} \end{aligned} \quad (5)$$

其中, ρ 、 α 、 k 为密度、导温系数和热传导系数, A_b 为裂纹面积, U_p 、 Δh_v 为固相推进剂线燃速和汽化热, $\dot{Q}_{g \rightarrow s}$ 为气相产物对固相表面传热率。 E 、 A 为活化能和指前因子, M_g 、 T_g 、 C_v 为气相产物质量、温度和定容比热。根据损伤力学知识,通过计算裂纹面错位滑移,可以推导出裂纹面摩擦功率 $\dot{Q}_f$ 为:

$$\dot{Q}_f = \frac{32(1 - \nu^2) F_f}{3\pi E} [c(\dot{s}_0 - \dot{F}_f) + \dot{c}(s_0 - F_f)] \quad (6)$$

其中, F_f 、 S_0 为摩擦和剪切应力, c 为裂纹半径,

ν 、 E 为泊松比和弹性模量。裂纹扩展控制方程为:

$$K_I = 2(p_g - p_0) \sqrt{c/\pi} \quad (7)$$

$$K_{II} = \frac{4(s_0 - F_f)}{2 - \nu} \sqrt{c/\pi} \quad (8)$$

$$\left(\frac{K_I}{K_{IC}}\right)^2 + \left(\frac{K_{II}}{K_{IIC}}\right)^2 \geq 1 \quad (9)$$

其中, K_{IC} 、 K_{IIC} 为 I 型、II 型临界应力强度因子, p_0 、 p_g 为裂纹面法向压力和裂纹内气体压力。

2 热粘弹模型

复合固体推进剂为粘弹性材料,力学性能对时间和温度有强烈依赖关系。撞击条件下时间跨度极短,选用含一个松弛时间的三参数模型近似描述粘弹特征。将应力、应变分为体量和偏量两部分,体积变形近似为弹性,则有:

$$s_{ij} = \int_0^t G(t - \zeta) \frac{de_{ij}(\zeta)}{d\zeta} d\zeta \quad (10)$$

$$\bar{\sigma} = 3K\bar{\epsilon} \quad (11)$$

$$G(t) = G_\infty + (G_0 - G_\infty)e^{-t/\tau} \quad (12)$$

其中: s_{ij} 、 e_{ij} 、 $\bar{\sigma}$ 、 $\bar{\epsilon}$ 分别为偏应力张量、偏应变张量、平均应力和平均应变。 $G(t)$ 为松弛函数, G_∞ 、 G_0 、 τ 为长时模量、瞬时模量及松弛时间。在采用简单热流变假设条件下,根据时-温对应关系有:

$$G(t, T) = G(\xi, T_r) \quad (13)$$

$$\xi = t/a(T) \quad (14)$$

$$a(T) = \exp(H/R(1/T - 1/T_r)) \quad (15)$$

其中, $a(T)$ 为时温转换因子, T_r 、 H 、 R 为参考温度、活化能和通用气体常数。基体粘性加热率为:

$$h_{visco} = \sum \sigma_{ij} \dot{\epsilon}_{ij}^v \quad (16)$$

其中, σ_{ij} 、 $\dot{\epsilon}_{ij}^v$ 为粘性应力和应变率。

3 裂纹描述与离散

假设推进剂内部裂纹形状为币状,裂纹扩展是自相似扩展,即扩展在裂纹面内进行,扩展后仍为币状裂纹。在撞击变形过程中,裂纹面质点在空间位置随时间改变,因此在初始构形中描述裂纹比较方便。引用 Θ 和 Φ 两个角度参量。如图 1 示, $O X_1 X_2 X_3$ 为总体坐标系, N 为裂纹面初始单位法矢量,矢量 b 是沿裂纹面与 $X_2 - X_3$ 平面交线的单位矢量, Θ 和 Φ 分别为矢量 N 与 X_1 轴夹角、矢量 b 与 X_2 轴夹角, $0 \leq \Theta \leq \frac{\pi}{2}$ 和 $0 \leq \Phi \leq 2\pi$ 。

经过推导得到变形后裂纹面法矢量分量:

$$n_k = X_{k,k} N_k / (N^T C^{-1} N)^{1/2} \quad (17)$$

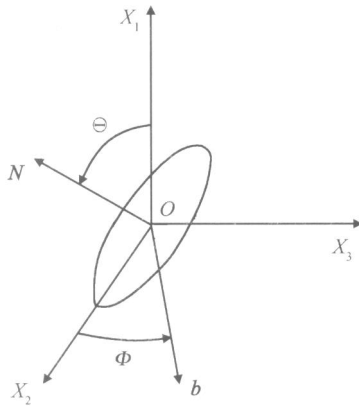


图 1 裂纹面方向定义

Fig. 1 Definition of crack orientation

$$C^{-1} = F^{-1} F^T \quad (18)$$

$$F = [F_{kK}] = \left[\frac{\partial X_k}{\partial X_K} \right] \quad (19)$$

$$X_{K,k} = \frac{\partial X_K}{\partial x_k} \quad (20)$$

初始裂纹大小与其数量的关系是服从一定统计分布规律的。经观测分析,指数分布能较好反映弥散裂纹半径分布:

$$N_c = N_0 \exp(-c/c_a) \quad (21)$$

其中 N_0 为裂纹总数量, N_c 表示半径大于 c 的裂纹数量, c_a 为平均裂纹半径。用如下一组离散参数表示单元内弥散裂纹状态:

$N_{\phi}(m)$: 第 m 单元裂纹总数;

$\Theta_i (i = 1, 2, \dots, n_{\theta})$: Θ 角节点值;

$\Phi_i (i = 1, 2, \dots, n_{\phi})$: Φ 角节点值;

$c_i (i = 1, 2, \dots, n_c)$: 半径 c 节点值。

离散区间内的裂纹数量为:

$$dN(\Theta_i \leq \Theta < \Theta_{i+1}, \Phi_j \leq \Phi < \Phi_{j+1}, c_k \leq c < c_{k+1}) = \frac{N_{\phi}(m)}{2\pi c_a} \exp\left(-\frac{(c_k + c_{k+1})}{2c_a}\right) \sin\left(\frac{\Theta + \Theta_{i+1}}{2}\right) d\Theta d\Phi dc \quad (22)$$

采用 Tylor 模型^[6]来计算分布裂纹对基体变形的影响。即将单个裂纹对基体的附加变形 $\varepsilon_{ij}^{c(k)}$ 相加,得到分布裂纹产生的总附加应变:

$$\varepsilon_{ij}^{c(k)} = \frac{1}{V_m} \int_{S_k} \frac{1}{2} (L_{li} \rfloor n_j + L_{lj} \rfloor n_i) ds \quad (23)$$

$$\varepsilon_{ij} = \sum_i^{n_{\theta}} \sum_j^{n_{\phi}} \sum_k^{n_c} \varepsilon_{ij}^{c(k)} = S_{ijkl}^c \sigma_{kl}^0 \quad (24)$$

其中, $L_{li} \rfloor$ 裂纹面不连续位移, S_{ijkl}^c 为弥散裂纹引起的总附加柔度张量。

4 动力有限元方法以及计算模型建立

发动机结构撞击过程涉及高速度、大位移和大变形,运用动力有限元法分析撞击变形过程。在瞬时构形 b 中,根据质量守恒方程、运动平衡方程可以推导出适用于动力有限元的虚功方程如下:^[7]

$$\delta \Pi = \int_V \dot{\rho} \delta x_i dV + \int_V \delta x_{i,j} \rho f_{ij} dV - \int_V \delta x_i \rho f_i dV - \int_S \delta x_i \rho s_i dS = 0 \quad (25)$$

其中, ρ 为瞬时构形中密度, σ_{ij} 为柯西应力张量, f_i 、 s_i 为体积力和表面力。对于三维结构或二维结构分别用六面体或四边形单元将求解对象离散。将上式虚功方程变成离散单元虚功和,有:

$$\delta \Pi = \sum_m^{N_0} \delta \Pi_m = 0 \quad (26)$$

其中, $\delta \Pi_m$ 为单元 m 虚功, N_0 为单元总数。将单元位移函数代入,经过繁杂的公式推导,最后得到用矩阵表示的整体运动方程:

$$Ma = P - F + H \quad (27)$$

其中, a 为节点加速度列阵, M 为系统总体质量矩阵, P 、 F 、 H 为与外力、体力、应力、粘性阻力有关的列阵。

撞击载荷作用下发动机撞击安全性分析需要将发动机撞击变形宏观分析与装药内部热点形成细观过程相结合,利用动力有限元法将发动机壳体及装药结构进行单元划分,按照第 3 章所述方法对单元内弥散裂纹进行离散,使装药内部裂纹变为有限取向、有限半径取值、有限数量的集合,从而运用第 1 章、第 2 章所述方法进行裂纹摩擦热点形成及基体粘性加热过程计算,确定产生高温热点的临界撞击速度。

5 含能材料 Steven 撞击实验计算

为验证本文理论模型和计算方法有效性,采用本文所述方法对图 2 Steven 撞击实验进行计算,并与实验结果^[8]进行比较。所用试样为 PBX9501 高能炸药,它是由 HMX 颗粒和粘合剂浇注而成,性能参数见文献^[4]。

图 3 给出了引发试样形成高温热点临界速度计算结果与试验、DYNA2D 结果的比较。DYNA2D 结果是采用幂定律准则得到的^[8]。本文计算结果能正确反映出试样尺寸、试验装置尺寸(表 1)和材料性能变化所引起的撞击临界速度变化。

对于方案 1 和方案 3, 计算与试验结果具有相当好的一致性。对于方案 2 存在一定差异, 一方面原因是理论模型尚存在需要进步完善的地方, 另外也可能存在试验结果分散性问题。

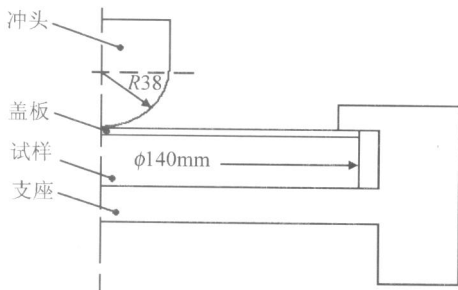


图 2 Steven 试验装置示意图
Fig.2 Scheme of steven test

表 1 Steven 试验装置尺寸参数
Table 1 Configurations of Steven Tests

	试样厚度	试样间隙	支座材料	底板厚
	(mm)	(mm)	(钢)	(mm)
方案 1	25.4	3.18	304SS	12.7
方案 2	12.7	3.18	A36	19.2
方案 3	25.4	3.18	A36	19.2

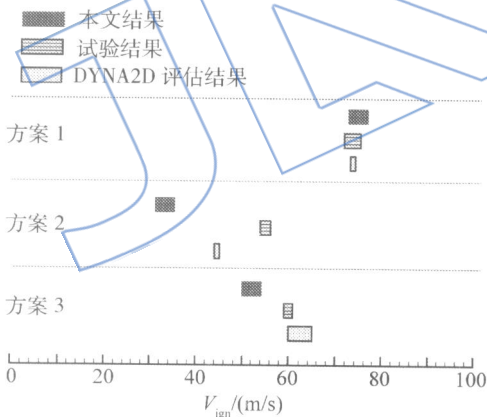


图 3 Steven 试验临界速度计算结果与比较
Fig.3 Comparison of critical velocities of steven tests

6 小型发动机撞击试验计算

小型发动机外径 $\phi 160\text{ mm}$, 总重 12 kg , 装药 (NEPE) 7 kg , 壳体为复合材料, 厚度 7 mm 。运用火箭橇对发动机进行径向和轴向撞击试验。当径向撞击速度为 60 (m/s) 时, 发动机未发生反应, 速度为 100 (m/s) 时, 则发生燃烧或爆炸反应, 因此临界撞击速度在 $60\sim 100\text{ (m/s)}$ 之间。轴向撞击临界速度在 $90\sim 245\text{ (m/s)}$ 之间。计算主要参数为: 推进剂瞬时模量、长时模量和松弛时间分别

为 15 MPa 、 5.8 MPa 、 30 s , 计算初始温度为 300 K 。计算模型不考虑绝热层, 但是模型中药柱与壳体内壁是紧密贴合的。图 4 为径向撞击动力有限元计算模型及变形情况, 表 2 为采用本文所述方法计算结果, 以裂纹表面局部区域温度作为形成高温热点判断标准。计算表明: 引发发动机装药内部形成高温热点径向、轴向临界撞击速度为 88 (m/s) 、 107 (m/s) , 计算结果在试验结果范围之内。

表 2 发动机撞击试验分析计算结果
Table 2 Analysis Results of Impact Tests of SRM

序号	撞击速度 (m/s)		热点温度 (K)		热点时间 (ms)	
	径向	轴向	径向	轴向	径向	轴向
1	80	100	463	475	1.6	1.5
2	87	106	467	481	1.6	1.5
3	88	107	> 1400	> 1400	0.599	0.585
4	95	110	> 1400	> 1400	0.590	0.566

分析计算表明: 推进剂内部微裂纹在闭合情况发生剪切型扩展是形成高温热点的必要条件。一旦裂纹扩展, 裂纹表面温度迅速升高, 在几百微秒内便产生局部加速放热反应, 形成高温热点。裂纹未扩展情况下, 裂纹表面局部区域温度升幅有限, 约 $20\sim 30\text{ K}$, 不足以形成高温热点。

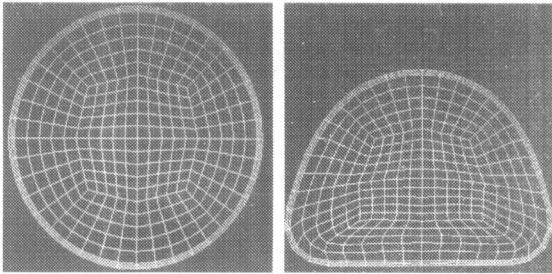


图 4 发动机径向撞击计算 ($V = 80\text{ m/s}$, $t = 0.4\text{ ms}$)
Fig.4 Analysis of radial impact of SRM

7 结论

本文采用将推进剂热点细观模型与结构受力变形分析相结合的方法, 研究机械撞击载荷作用下发动机结构变形、推进剂内部细观裂纹扩展、聚合物基体粘性加热过程, 通过判断装药内部是否出现高温热点, 确定临界撞击速度。对聚合物粘结炸药 Steven 撞击试验、小型发动机撞击试验进行了分析计算, 并与试验结果比较, 验证了理论方法和计算模型的正确性。本文工作将热点细观模型与结构受力变形计算相结合, 为探讨机械撞击

载荷下固体火箭发动机安全性分析方法和途径进行了一次有益尝试。所述理论和方法也可以应用于其它含能装置安全性研究。

参考文献：

- [1] Mellor A M, Wiegand D A, Isom K B. Hot spot histories in energetic material[J], *Combustion and Flame*, 1995, 101: 26-35.
- [2] Field J E. Hot spot ignition mechanisms for explosives[J]. *Acc. Chem. Res.*, 1992, 25: 489-496.
- [3] Dienes J K, Kershner J D. Multiple-shock initiation via statistical crack mechanics. [A] *Proceedings in 11th Symposium(International) on Detonation*[C]. 1999.
- [4] Bonnet J G, Haberman K S, Johnson J N, et al. A constitutive model for the non-shock ignition and mechanical response of high explosives[J]. *J. Mech. Phys. Solids*, 1998, 46(12): 2 303-2 322.
- [5] 陈广南, 机械冲击载荷下固体推进剂热点微观模型探讨[J], *固体火箭技术*, 2004, 27(1): 37-40.
Chen Guangnan. Microscale hotspot model of solid propellant under mechanical impact[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004, 27(1): 37-40.
- [6] 余寿文, 冯西桥. 损伤力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
- [7] 恽寿榕. 爆炸力学计算方法[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1995.
- [8] Scammon R J, Browning R V, Middleditch J, et al. Low amplitude insult project: structural analysis and prediction of low order reaction[A]. *Proceedings in 11th Symposium (International) on Detonation*[C]. 1998.