

DOI: 10.11883/bzycj-2019-0469

## 聚能射流对固体火箭发动机的冲击起爆\*

庞嵩林<sup>1</sup>, 陈雄<sup>1</sup>, 许进升<sup>1</sup>, 王永平<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 中国航天科工集团公司第六研究院 41 所, 内蒙古 呼和浩特 010010)

**摘要:** 为研究聚能金属射流对固体火箭发动机的冲击响应, 开展了聚能装药空射实验及某尺寸发动机在无防护情况下的射流冲击实验, 使用高速摄影仪记录了爆炸响应过程, 并测量了不同距离及方向的空气超压和破片速度。利用 AUTODYN 有限元计算软件对实验过程进行了数值模拟, 通过调整流固耦合的网格大小, 避免了耦合泄漏。实验结果表明, 火箭发动机受到射流冲击后, 会发生剧烈爆炸, 推进剂完全反应, 破片速度达 4 700 m/s 以上, 距离发动机爆炸中心 1 m 处的空气超压达到 19.78 MPa, 爆炸中心温度达到 3 000 °C 以上, 该推进剂爆炸能量略高于常规炸药。模拟结果显示, 射流以头部速度 7 000 m/s 的速度冲击发动机壳体后, 射流头部的尖端被严重烧蚀, 且速度降至约 5 600 m/s; 推进剂在受到射流侵彻 1~2 mm 后, 发生剧烈反应; 爆炸冲击波以球形沿圆柱孔装药传播, 并通过圆柱形中心孔冲击另一侧推进剂, 发生装药的二次冲击起爆, 同时伴有回爆现象, 在推进剂中心的高斯点出现了 3 次超压波峰; 距离发动机中心 1 m 处 3 个高斯点的平均空气压力峰值为 18.75 MPa, 与实验结果吻合较好。

**关键词:** 冲击起爆; 聚能射流; 固体火箭发动机; 回爆现象

中图分类号: O389; V435

国标学科代码: 13035

文献标志码: A

## Impact initiation of a solid-rocket engine by a shaped-charge jet

PANG Songlin<sup>1</sup>, CHEN Xiong<sup>1</sup>, XU Jinsheng<sup>1</sup>, WANG Yongping<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;

2. The 41st Institute, the Sixth Academy, China Aerospace Science and Industry Corporation,

Hohhot 010010, Inner Mongolia, China)

**Abstract:** In order to study the impact of the metal jet formed by a shaped charge on a solid-rocket engine, the shaped-charge blasting experiment was carried out, and the jet impingement experiment was performed for the shaped jet impacting a certain-size engine without protection. A high-speed camera was used to record the response processes of the explosions. Air overpressures and fragment velocities were measured at different distances and in different directions. The jet forming process and the jet-impacting-motor process were numerically simulated by using the finite element software AUTODYN. And in the simulation, the problem of fluid-solid coupling grid leakage was avoided by adjusting the grid thickness. The experimental results show that when the rocket engine was impacted by the jet, it exploded violently and the propellant reacted completely. The steel equipment fixing the rocket engine after the explosion was almost destroyed completely. The velocity of fragments reached above 4 700 m/s. The air overpressure at 1 m away from the explosion center of the engine reached 19.78 MPa. Through the pictures collected by the high-speed camera, it could be judged that the temperature in the explosion center reached above 3 000 °C. According to the peak of the air overpressure and the law of air similarity, the energy produced by this type of propellant explosion was slightly higher than those produced by explosives such as 8701 and TNT. The simulated results show that when the jet impinged on the engine shell at the head velocity of 7 000 m/s, the tip of the jet head was severely ablated, and the velocity of the jet head decreased to about 5 600 m/s; the propellant reacted violently while being

\* 收稿日期: 2019-12-14; 修回日期: 2020-05-14

第一作者: 庞嵩林(1995—), 男, 博士研究生, 318101010024@njjust.edu.cn

通信作者: 许进升(1985—), 男, 博士, 副教授, xujinsheng@njjust.edu.cn

penetrated 1–2 mm by the jet; the shock wave propagated along the propellant in a spherical shape, and the propellant on the other side underwent shock initiation twice with a retonation; there were three overpressure peaks at the Gauss point located in the center of the propellant. The first peak was generated by the shock wave from the left side; the second peak was due to the shock wave hitting the solid wall of the propellant and a certain wave surface reflection was generated, causing a pressure rise; the third peak was caused by a new shock wave generated by the retonation. The simulated average air overpressure peak is 18.75 MPa at the three Gauss points set at 1 m from the center of the engine, which is in good agreement with the experimental results.

**Keywords:** shock initiation; shaped-charge jet; solid-rocket motor; retonation

固体火箭发动机是战场上常用的推进动力装置。随着固体推进剂的高能化,加入了 HMX、RDX 等炸药成分,在增加能量的同时,感度也随之增大,且由于战场环境的恶劣与复杂性,对发动机安全性方面的要求更高。因此,关于固体火箭发动机对来自外界的机械激励响应的研究,对固体火箭发动机的安全生产、运输及使用,有重要的意义。

聚能装药是战场上常见的弹药种类之一,应用于各种高低初速火炮、火箭筒以及枪榴弹等武器<sup>[1]</sup>。因此无论是对于发动机内推进剂,还是战斗部中的炸药,关于聚能装药射流的激励响应,均有较多的研究。Held<sup>[2-4]</sup>提出并修正了关于射流引爆非均质炸药的 Held 判据,提出炸药感度常数  $k$  的概念。张超等<sup>[5]</sup>以空心装药为标准射流源,研究了 3 种典型固体推进剂在空心装药射流冲击下的易损性响应特性,分析了配方、射流源的冲击方向(轴向或径向)、装药尺寸等对固体推进剂易损性响应的影响。王建灵等<sup>[6]</sup>为了研究各种炸药射流感度,利用自行研制的射流源对多种炸药进行了射流感度的评定实验,获得了多种炸药射流感度的顺序排列结果,并与文献值符合得很好;利用 X 光机获得了射流头部速度与隔板厚度的关系,并拟合了经验公式。王利侠等<sup>[7]</sup>研究了聚能射流对 PBX 炸药的引爆特性,使用两种不同的射流,分别对覆盖有两组不同厚度钢板的 PBX 炸药进行了撞击实验。张先锋等<sup>[8]</sup>基于凝聚炸药冲击起爆的 Lee-Tarver 模型,利用 AUTODYN 有限元计算软件对夹层聚能装药作用过程进行了数值模拟。

本文中,对  $\varnothing 170\text{ mm}\times 310\text{ mm}$  发动机开展聚能射流冲击实验,并建立聚能装药射流空射对照组。利用 AUTODYN 对 2 次实验过程进行数值模拟,以验证发动机响应过程中产生的空气超压和破片速度。

## 1 实验与结果

### 1.1 实验装置与方法

本文中,为了验证壳装固体火箭发动机装药对聚能装药产生的射流冲击的响应,开展了聚能装药空射实验以及聚能装药射流冲击起爆发动机实验。

现场布局如图 1 所示,在实验台周边设有 4 个楔形自由场超压传感器,分别距离发动机 1、1、2、2 m,用来测量发动机推进剂反应产生的空气超压;在距离发动机 2.4 m 的圆周处设有 2 个测速金属箔栅靶,测量发动机爆炸产生的破片速度。在距离爆炸中心约 10 m 处,将高频摄像机放置于带有观察窗(观察窗上覆盖有防弹玻璃)的防护屋内,对爆炸过程进行拍摄,采样频率为 10 kHz。

实验中采用直径为 56 mm 的基准聚能装药;药型罩的材料采用高导无氧铜(Cu-OFHC),厚度为 0.8 mm,锥角为  $60^\circ$ ;炸药采用 RDX-8701 高能炸药,装药量为 203 g;该基准聚能装药炸高约为 80 mm。圆柱形发动机( $\varnothing 170\text{ mm}\times 310\text{ mm}$ )内填充某种高能固体推进剂,密度为  $1.836\text{ g/cm}^3$ 。该高能固体推进剂主要成分质量分数为: HMX, 36%; AP, 20%; 铝粉及黏合剂, 18%~20%。自行设计并加工了装药发射木架及发动机固定装置。将基准聚能装药在水平及垂直方向上固定在装药发射木架上,并在装药尾端可加载 8#雷管。发动机固定装置为钢结构,将发动机的铝制端盖嵌入钢架的孔槽中,从而达到固定的目的。发动机的水平轴线与聚能装药的轴线在同一高度,以保证射流冲击装药中心。聚能装药炸高为 80 mm,以保证射流的成型,而不会因为距离过远,与空气相互作用,导致射流消耗与分散<sup>[9]</sup>。在射流预定冲击发动机位置的周围,缠绕有金属箔,用来测量射流的冲击速度。

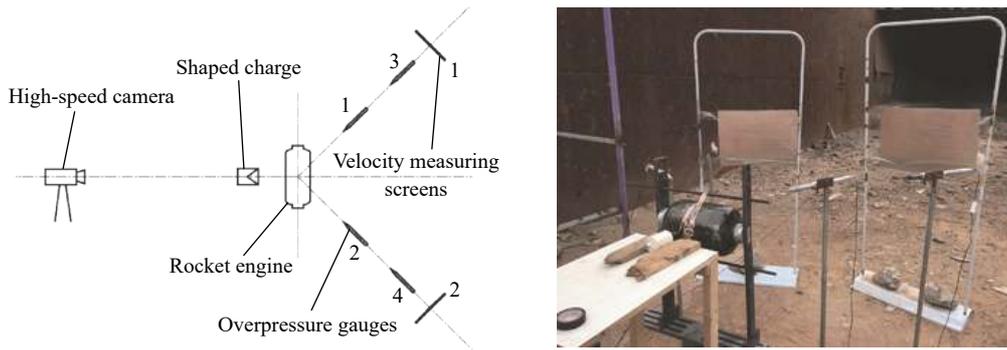


图 1 实验现场布置

Fig. 1 Experimental layout

### 1.2 实验结果及分析

开展了聚能装药空射和聚能装药射流冲击发动机实验各一发, 进行聚能装药空射是为了设立空白对照, 以区别聚能炸药爆炸与发动机爆轰所产生的爆炸压力。高速摄影机拍摄到的 2 次实验过程照片如图 2~3 所示。

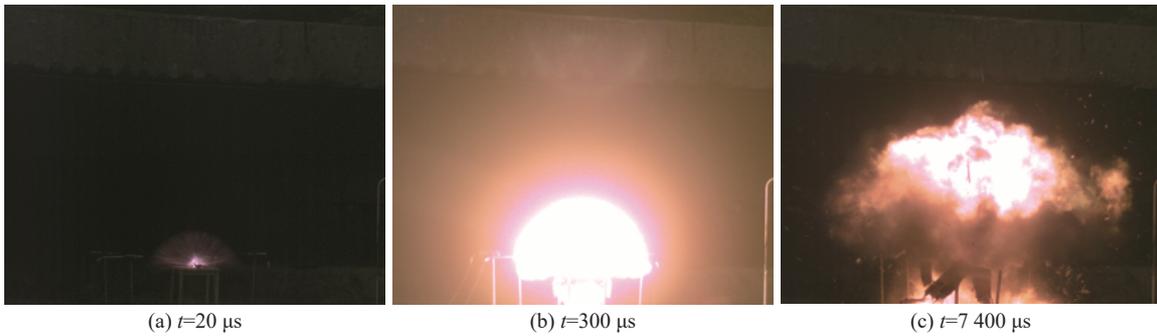


图 2 聚能装药空射高速摄像照片

Fig. 2 High-speed photos of shaped charge blasting

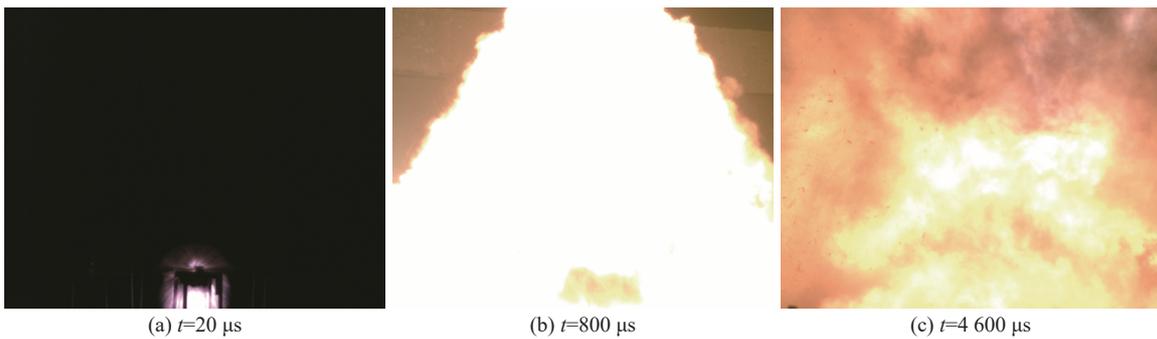


图 3 聚能装药射流冲击发动机高速摄像照片

Fig. 3 High-speed photos of the rocket engine initiated by the shaped-charge jet

从图 2(b) 来看, 在 300 μs 前, 聚能装药受到雷管激发, 沿其炸药圆柱体径向方向, 向开放空域稳定爆轰, 产生规则的半球状高亮白色区域, 说明装药完全反应, 并产生高温。高温物体, 500 °C 时呈暗红色, 处于 750 °C 时呈橙红色, 处于铁熔点 1 535 °C 时呈亮橙色, 当温度再提高到 3 000 °C 时呈白色, 到 10 000 °C 则呈蓝白色<sup>[10]</sup>。因此, 可以判断聚能装药反应温度应在 3 000 °C 以上。而聚能装药的炸药量有限, 由图 2(c) 可观测到, 聚能装药将装药发射木架炸毁, 大量高温爆炸产物向上方扩散, 但由爆炸产物产生的高压高温区未超出高频摄像机的拍摄区域。

从图3(b)观察到,在800  $\mu\text{s}$ 时,发动机已经发生剧烈的爆轰,其爆炸产生的高温高压区已有相当部分超出拍摄区域,从颜色判断,温度呈白色,应在3 000  $^{\circ}\text{C}$ 以上,但没有聚能装药爆炸初始时刻的温度高。从图3(c)观察到,在4 600  $\mu\text{s}$ 时,爆炸仍未结束,拍摄区域内完全被高温高压的爆炸产物所覆盖,爆炸产物呈现橙红色,温度应处于750~1 500  $^{\circ}\text{C}$ 之间。在爆炸结束后,爆炸产生的冲击波将装药发射木架完全摧毁,将钢制发动机固定装置上部破坏,如图4所示。

弹药爆炸时,炸药反应所产生的空气冲击波超压以及弹药壳体因爆炸产生的高速破片,对于轻装士兵是主要的杀伤方式。因此,冲击波超压与破片速度是本次实验的2类测量数据。

4个楔形超压传感器2次实验测得空气超压压力峰值结果见表1,序号记为 $p_{11}\sim p_{14}$ 和 $p_{21}\sim p_{24}$ ,其中由于爆炸等原因,2个超压传感器在第2次爆炸中失效。实验中典型空气超压时程曲线见图5。

表1 爆炸产生的空气超压峰值

Table 1 Air overpressure peaks induced by blasting

传感器	距离/m	聚能装药空射超压压力峰值/MPa	射流冲击发动机超压压力峰值/MPa
1	1	0.654 70	19.780
2	1	0.526 20	
3	2	0.043 24	
4	2	0.033 49	3.014

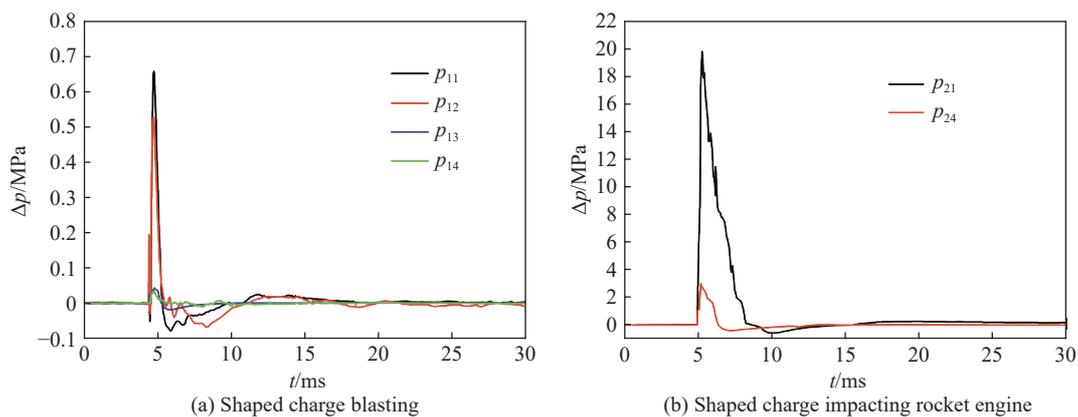


图5 爆炸空气超压曲线

Fig. 5 Blasting air overpressure-time curves

从表1中来看,聚能装药203 g高能炸药爆炸产生的空气冲击波,其超压从距发动机1 m传播到2 m的过程中,在1、3号传感器一侧,2 m处的峰值衰减为1 m的6.60%;在2、4号传感器一侧传播的空气冲击波,2 m处的超压峰值衰减为1 m处的6.36%。发动机7.8 kg高能固体推进剂爆炸产生的冲击波超压峰值,从1 m处的19.78 MPa,衰减到3.014 MPa,为1 m处的15.24%。聚能装药产生的冲击波超压峰值约为发动机爆炸产生的冲击波超压峰值的5%乃至更低,对整体实验结果影响不大。

由 2 次实验结果看出, 炸药及推进剂爆炸冲击波在空气中传播的衰减呈现由快减慢, 接近于对数函数衰减的趋势。在推进剂完全反应时, 爆炸中心处的爆压可达 20 GPa, 甚至 30 GPa 以上<sup>[11-12]</sup>。但经过 1 m 的开放空气域的衰减, 其空气超压衰减为初始爆压的 0.1%; 经过 2 m 的开放空气域衰减, 其空气超压衰减为初始爆压的 0.01%。根据 TNT 爆炸相似率, 空中爆炸超压  $\Delta p$  与比例距离  $\bar{R}$  的关系如下:

$$\Delta p = \begin{cases} -\frac{0.152}{\bar{R}} + \frac{0.938}{\bar{R}^2} + \frac{2.019}{\bar{R}^3} & \bar{R} \leq 2.5 \\ \frac{0.172}{\bar{R}} - \frac{0.122}{\bar{R}^2} + \frac{2.414}{\bar{R}^3} & 2.5 < \bar{R} \leq 20 \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\Delta p$  为冲击波超压, 单位为 MPa;  $\bar{R}$  为比例距离 ( $\bar{R} = r/\sqrt[3]{W}$ ;  $r$  为爆心到测试点的距离, m;  $W$  为装药量, kg)<sup>[13]</sup>。由于 8701 炸药与 TNT 炸药的能量相似<sup>[14]</sup>, 因此使用式(1)算得聚能装药 RDX-8701 炸药空射 1 m 处超压为 0.645 0 MPa, 2 m 处超压为 0.087 5 MPa。在本文实验中, 冲击波 1 m 处超压衰减的趋势与式(1)基本相符, 2 m 处空气超压由于当地温度、湿度、场地设备等原因, 与式(1)拟合结果差别较大。使用式(1)计算发动机爆炸 1 m 处的压强值为 19.27 MPa, 为实验值的 97.42%; 2 m 处的压强计算值为 2.69 MPa, 为实验值的 89.25%。由此可见, 推进剂所含的爆炸产生的能量略高于 8701、TNT 等常规炸药的。

冲击波超压虽然在空气中强烈衰减, 但在距离爆心 2 m 处, 其超压仍具有相当大的杀伤力。聚能装药空射 2 m 处所得超压较小, 峰值为 33.49 kPa; 射流冲击发动机爆炸 2 m 处所得超压峰值为 3.024 MPa, 为大气压的 30.2 倍。参考超压对人体的损伤, 超压达到 49 kPa, 可造成肺挫伤、骨折、弥漫性心肌断裂等重伤; 超压达到 98 kPa, 将直接造成人员死亡<sup>[15]</sup>。因此, 由于聚能装药装药量小, 在 2 m 处的冲击波杀伤能力已经不足; 而发动机爆炸产生的冲击波在 2 m 处仍有相当大的杀伤能力, 可致人员直接死亡。

通过发动机上金属箔测得射流头部的速度约为 6 750 m/s, 2 个测速栅靶测得破片的速度见表 2。分析实验结果得出, 由于发动机壳体是由碳纤维复合材料构成, 其密度较轻, 当爆炸的超高压作用在发动机壳体上时, 壳体在瞬间将受到甚至超过  $10^5 g$  以上的加速度, 在 2.4 m 处, 破片达到 14Ma 以上的高超声速。2 个测速栅靶测得破片的速度接近, 可考虑到, 首先击中靶板的为同一种材料破片, 且根据发动机周边物体材料得出, 碳纤维复合材料壳体密度最轻, 且受力面积最大, 在同样压力条件下, 壳体将会受到更高的压力, 得到更大的加速度, 从而应最先达到靶板。

表 2 爆炸产生的破片速度

Table 2 Velocities of blasting-induced fragments

测速栅靶	速度/(m·s <sup>-1</sup> )
1	4790.42
2	4752.48

## 2 模拟与分析

### 2.1 材料模型选取

应用非线性显式有限元动力分析软件 AUTODYN, 分别对聚能装药射流的成型过程与发动机受射流冲击爆炸过程进行数值模拟。由于聚能装药为轴对称结构, 因此采用二维轴对称单元建立射流成型模型, 采用三维 1/2 轴对称单元建立发动机径向受射流冲击模型。

药型罩、发动机壳体和端盖材料的状态方程、强度模型和侵蚀准则<sup>[16]</sup>如表 3 所示, 材料参数取自 AUTODYN 标准材料库。对 8701 炸药选取 JWL 状态方程进行描述:

$$p = A \left( 1 - \frac{\omega}{R_1 V} \right) e^{-R_1 V} + B \left( 1 - \frac{\omega}{R_2 V} \right) e^{-R_2 V} + \frac{\omega E_0}{V} \quad (2)$$

式中:  $p$  为爆轰产物压力, Pa;  $V$  为爆轰产物的相对比容;  $E_0$  为初始体积能量, J/m<sup>3</sup> 或 Pa;  $A$ 、 $B$ 、 $R_1$ 、 $R_2$ 、 $\omega$  为常数<sup>[17]</sup>。8701 炸药 JWL 状态方程参数取值<sup>[14]</sup>见表 4。对推进剂选用 Lee-Tarver 状态模型进行描述。Lee-Tarver 状态模型包含反应产物及未反应物的 JWL 状态方程以及点火增长模型方程:

$$\frac{d\lambda}{dt} = I(1-\lambda)^b \left( \frac{\rho}{\rho_0} - 1 - a \right)^x + G_1(1-\lambda)^c \lambda^d P^y + G_2(1-\lambda)^e \lambda^g P^z \quad (3)$$

式中： $\lambda$  为推进剂反应度； $t$  为炸药反应时间； $\rho$  为密度； $I$ 、 $b$ 、 $a$ 、 $x$ 、 $G_1$ 、 $c$ 、 $d$ 、 $y$ 、 $G_2$ 、 $e$ 、 $g$  和  $z$  为常数<sup>[17]</sup>。推进剂的 Lee-Tarver 状态方程参数取值<sup>[12]</sup> 见表 5。

表 3 药型罩、发动机壳体 and 端盖材料模型

Table 3 Material models for the shaped-charge line, engine shell and end cover

部件	材料	状态方程	强度模型	侵蚀准则
药型罩	Cu-OFHC	Shock	Steinberg Guinan	Geometric strain
发动机壳体	Kevlar	Ortho	Elastic	Geometric strain
发动机端盖	Al-7039	Shock	Johnson Cook	Geometric strain

表 4 8701 炸药 JWL 本构方程参数

Table 4 Parameters in JWL equation of state for the explosive 8701

$A/\text{GPa}$	$B/\text{GPa}$	$R_1$	$R_2$	$\omega$
854.5	20.493	4.60	1.35	0.25

表 5 推进剂 Lee-Tarver 本构方程参数

Table 5 Parameters in Lee-Tarver equation of state for the propellant

$R_1$	$R_2$	$\omega$	$A/\text{GPa}$	$B/\text{GPa}$	$I$	$b$	$a$	$x$	$G_1$	$c$	$d$	$y$	$G_2$	$e$	$g$	$z$
5	1.82	0.2	909.59	62.05	44	0.222	0.01	4	111	0.222	0.667	1.66	200	0.333	0.667	2

## 2.2 数值模型建立方法

采用分步建模的方法建立射流冲击发动机模型, 有限元模型如图 6 所示, 图中省略部分空气域。

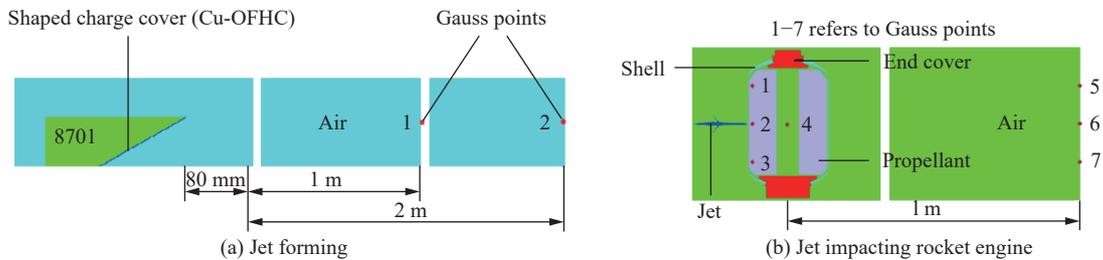


图 6 射流成型及射流冲击发动机有限元模型

Fig. 6 The finite element models for a jet forming and it impacting a rocket engine

第 1 步, 射流成型过程。采用二维轴对称单元建立 1/2 聚能装药模型, 并建立了空气域, 对炸药、药型罩及空气域进行 Euler 网格划分。使用中心点起爆方式, 在空气域中距离药型罩 1 及 2 m 位置, 设立高斯点, 记作  $p_{31} \sim p_{32}$ , 用来测定该位置的超压随时间的变化曲线。

第 2 步, 射流冲击发动机及发动机反应过程。将射流达到 80 mm 时的二维(2D)射流, 进行 2D-3D 的映射, 采用三维(3D)对称单元建立 1/2 射流模型, 速度等初始条件将一并映射到 3D 模型中; 使用 ICEM CFD 前端处理软件, 为发动机壳体及上下端盖绘制较高质量网格, 将网格通过 .geo 格式文件导入 AUTODYN; 在发动机内部设立 1~4 号高斯点, 观察推进剂反应过程; 在空气域内, 距离发动机 1 m 处设置 5~7 号高斯点, 用来测定该位置的超压随时间的变化曲线。

在射流冲击发动机过程的数值模拟中, 射流、壳体、端盖为 Lagrange 网格, 将推进剂网格填充进空气域, 设置为 Euler 网格。由于该过程涉及多次流固耦合问题, 因此为避免耦合泄漏, 要求射流、壳体的

Lagrange 网格单元厚度大于 Euler 网格的厚度。厚度比接近 2 : 1 时, 几乎没有耦合泄漏出现。设置 Euler 空气域网格厚度为渐变式, 数量为  $600 \times 60 \times 160$ , 共计 5 760 000 个 Euler 网格, 其中, 需要与 Lagrange 网格耦合部分厚度为 0.6 mm, 其余网格厚度逐渐变长。壳体网格厚度为 1.2 mm, 以保证射流与推进剂、推进剂爆炸产物与壳体两个流固耦合过程几乎无耦合泄漏。

## 2.3 模拟结果分析

### 2.3.1 射流成型过程

聚能射流成型过程如图 7 所示。药型罩在装药起爆  $4.2 \mu\text{s}$  后开始受到冲击波的压缩, 向中心轴线方向汇聚塌缩。在  $5.4 \mu\text{s}$  时, 射流头部锥形形成, 并由于药型罩的塌缩, 向中间增添质量而逐渐增大。在  $11.7 \mu\text{s}$  时, 射流已基本成型, 射流头部顶端已达到原药型罩端口, 并进一步向前加速发展, 由于头部速度远高于原药型罩及射流中部、尾部速度, 头部呈锥形加速突出。在  $23.2 \mu\text{s}$  时, 射流达到 80 mm 炸高, 头部开始接触发动机壳体。模拟得到其头部平均速度约为 7 000 m/s。

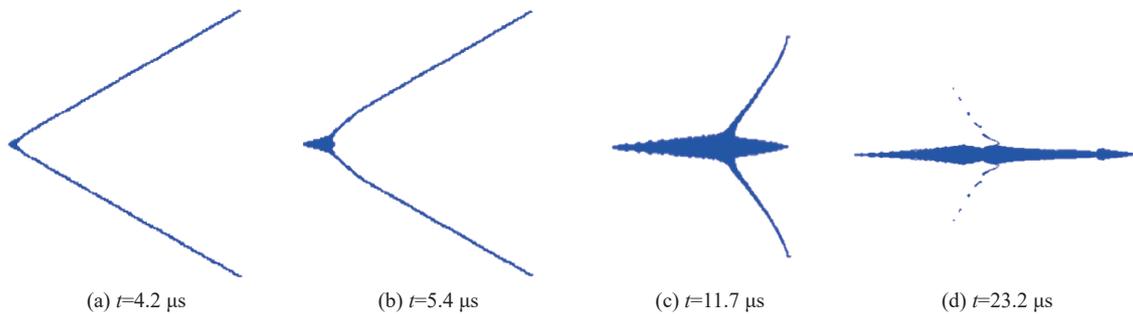


图 7 聚能射流成型过程

Fig. 7 The shaped charge jet formation process

模拟聚能装药空射, 距离发射点 1 及 2 m 处空气超压曲线如图 8 所示。1 m 处空气超压峰值为 0.625 30 MPa, 与实验所得以及通过 TNT 空中爆炸超压的相似律所求得的空气超压数据基本一致; 2 m 处空气超压峰值为 0.072 84 MPa, 与通过 TNT 空中爆炸超压的相似律所求得的空气超压数据基本一致, 与实验数据偏差较大。

### 2.3.2 射流冲击发动机及发动机反应过程

由模拟射流冲击发动机及发动机反应过程得到, 射流头部以约 7 000 m/s 的速度接触发动机壳体, 头部通过壳体后, 尖端受到严重烧蚀, 速度降为 5 600 m/s, 头部中心速度未下降。在接触发动机外壳约  $1 \mu\text{s}$  后, 推进剂表面受到射流的冲击, 开始发生起爆反应, 产生球面冲击波, 向另一侧推进剂及轴线方向传播, 压力云图(省略空气部分)如图 9 所示。

当冲击波传播至推进剂装药圆柱形孔边缘处, 冲击波速度和压力分成 2 种情况: 中心处冲击波发展到孔边缘后, 由于无推进剂继续反应保持冲击波压力, 冲击波在空气域处于衰减趋势。边缘冲击波沿推进剂持续反应, 在轴线方向上, 向发动机上下端盖方向发展, 压力云图(省略空气部分)如图 10(a)所示, 直至推进剂端面, 并将压力作用在端盖上; 在射流冲击方向上, 冲击波沿两侧推进剂发展的同时, 将压力作用在发动机壳体上, 壳体从射流冲击产生的洞开始膨胀破坏, 如图 10(b)所示。当冲击波通过中间圆柱形孔, 冲击到另一侧装药时, 装药发生二次冲击起爆, 产生新的冲击波阵面, 旧的波阵面不断衰减, 而新的波阵面由于有推进剂不断反应, 速度高于旧冲击波速度, 新的波阵面更突出; 与此同时, 由于旧波阵

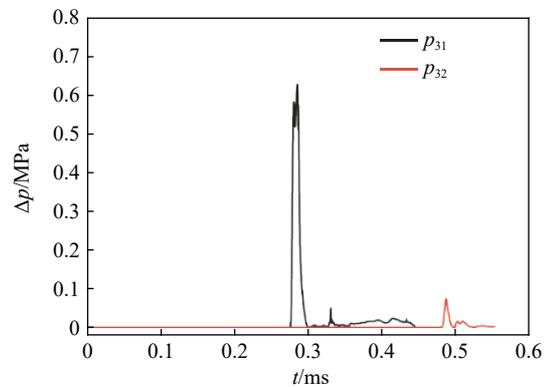


图 8 聚能装药空射空气超压曲线

Fig. 8 Air overpressure curves of shaped charge blasting

面经过空气域衰减,对另一侧推进剂的冲击压力约为 6.5 GPa,处于弱加载条件,且在起爆面后存在大量未反应装药,满足产生回爆现象的条件<sup>[18]</sup>,压力云图(省略空气部分)如图 11 所示,可以清晰看出,在向前传播波阵面产生的同时,产生了一道反方向的冲击波,但压力没有前者高。4 号高斯点的压力曲线如图 12 所示,在 16.6  $\mu\text{s}$  的第 1 个波峰是来自左侧经过空气衰减的旧冲击波产生的;在 19.5  $\mu\text{s}$  的第 2 个波峰是由于旧冲击波碰到推进剂固体壁面而产生了一定的波面反射,造成了一定区域内的压力上升;在 20~22  $\mu\text{s}$  的第 3 个波峰是由于回爆现象产生的冲击波造成的。

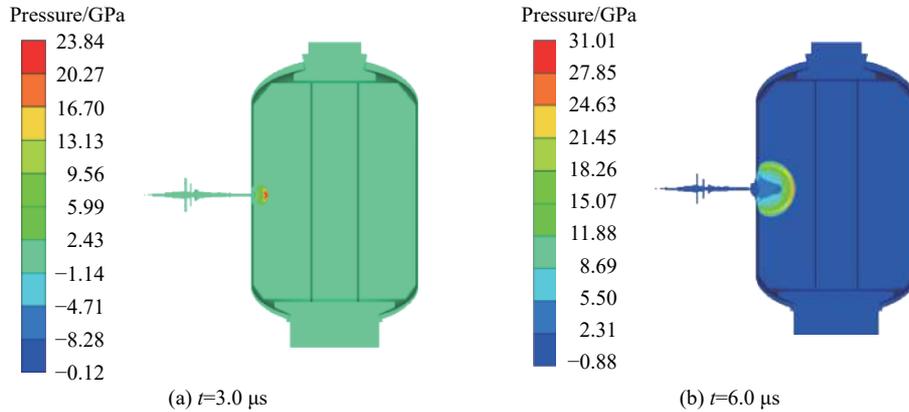


图 9 发动机起爆初期压力云图

Fig. 9 Pressure distribution in the engine at the initiation stage

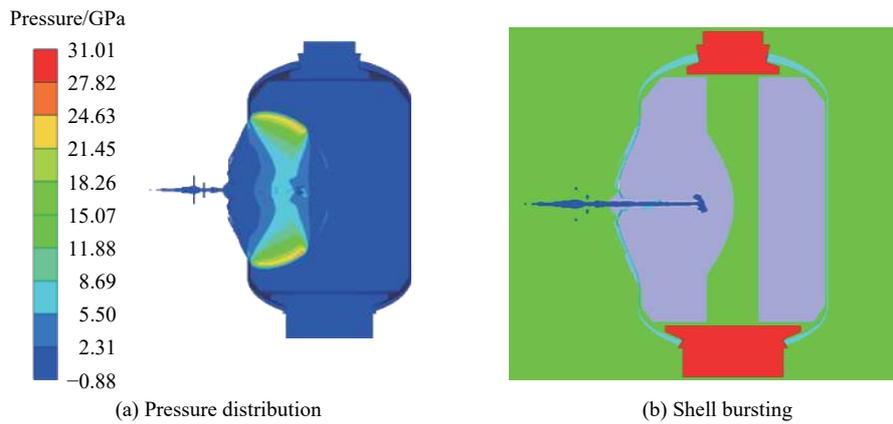


图 10 发动机冲击起爆过程中的压力分布及破损的模拟

Fig. 10 Simulation of pressure distribution and shell bursting during engine shock initiation

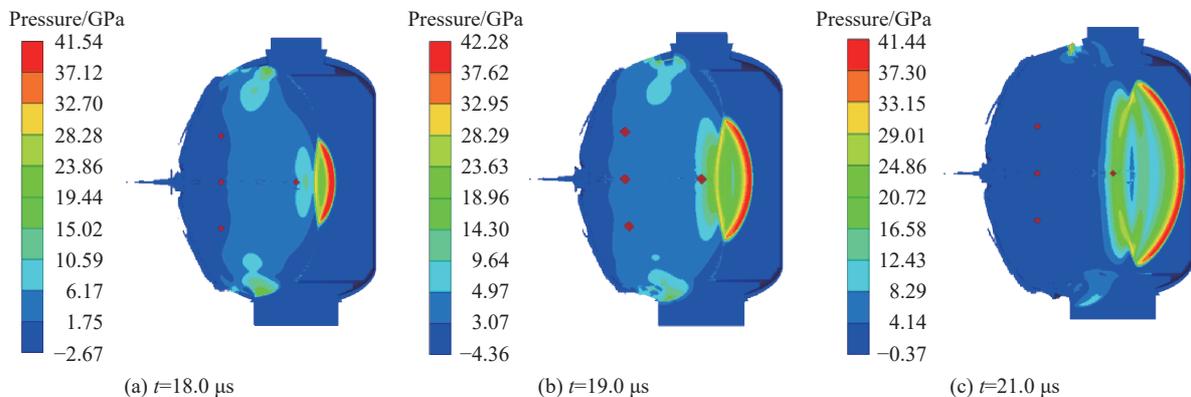


图 11 推进剂回爆过程中发动机内的压力云图

Fig. 11 Pressure distribution in the engine during the propellant retonation process

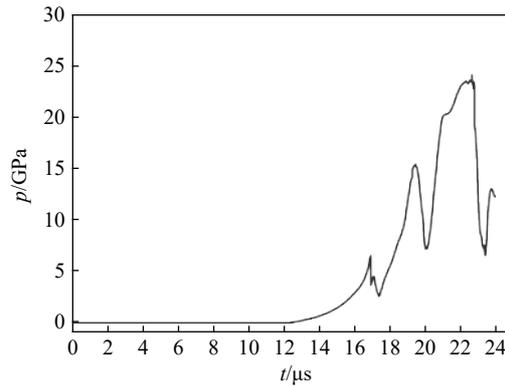


图 12 发动机内 4 号高斯点的压力曲线

Fig. 12 Pressure-time curve at the Gauss point 4 in the engine

1~3 号高斯点压力曲线如图 13(a)所示, 由于推进剂中段对称, 1、3 号压力曲线几乎重合, 推进剂在发动机内 2 号高斯点初始起爆压力为 22.03 GPa。1~3 号高斯点由于边界稀疏波等原因, 未达到稳定爆轰压力 40 GPa 以上, 峰值压力为 23.77 GPa。5~7 号高斯点压力曲线如图 13(b)所示, 由于端盖及发动机不完全对称, 3 个高斯点压力略有不同, 5~7 号高斯点峰值分别为 17.75、18.61 和 19.89 MPa, 平均值为 18.75 MPa, 与实验数据吻合较好。

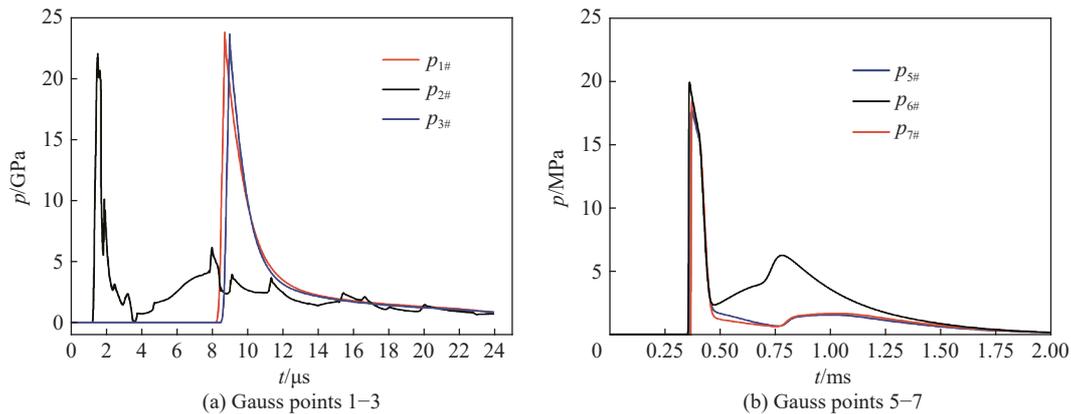


图 13 发动机内外高斯点压力曲线

Fig. 13 Pressure-time curves at Gauss points inside and outside the engine

### 3 结 论

对于发动机进行了射流冲击响应实验, 并进行聚能装药空射实验作为空白对照组; 对 2 次实验过程进行了数值模拟, 得出如下结论: (1) 无防护措施的固体火箭发动机, 在距其 5 m 范围内无遮挡物的场地中, 受射流的冲击作用, 剧烈反应, 发生爆轰现象, 在距离爆炸中心 1 m 处, 超压约为 19.78 MPa。聚能装药产生的冲击波压力约为发动机爆炸产生压力的 5% 乃至更低, 对整体实验结果影响不大。(2) 在模拟流固耦合作用过程中, 通过调整网格厚度, 避免了流固耦合格网泄露问题。模拟得出, 距离发动机爆炸中心 1 m 处的平均压力为 18.75 MPa, 模拟结果和实验结果吻合较好。其中, 在模拟中, 空气域假设为空间无限、无反射域。(3) 模拟过程中, 较清晰地显示了射流的形成过程以及推进剂的响应过程。在推进剂响应过程中, 冲击波冲击另一侧推进剂时, 满足回爆现象发生的条件, 通过压力云图及压力曲线证明了回爆现象的发生。

### 参考文献:

- [1] 张浩波. 反坦克弹药作用原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1980: 153.

- [2] HELD M. Critical area for the initiation of high explosive charges [M] // ASAY J R, GRAHAM R A, STRAUB G K. Shock Waves in Condensed Matter 1983. Amsterdam: North Holland, 1984: 555–557. DOI: 10.1016/B978-0-444-86904-3.50126-3.
- [3] HELD M. Initiation criteria of high explosives at different projectile or jet densities [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1996, 21(5): 235–237. DOI: 10.1002/prop.19960210505.
- [4] HELD M. Initiierung von sprengstoffen, ein vielschichtiges problem der detonationsphysik [J]. *Explosivstoffe*, 1968, 5: 98.
- [5] 张超, 党永战, 李宏岩, 等. 固体推进剂对射流刺激的易损性响应 [J]. *火炸药学报*, 2014, 37(2): 69–72. DOI: 10.3969/j.issn.1007-7812.2014.02.015.  
ZHANG C, DANG Y Z, LI H Y, et al. Vulnerability response of solid propellant to shaped charge jet impact [J]. *Chinese Journal of Explosives and Propellants*, 2014, 37(2): 69–72. DOI: 10.3969/j.issn.1007-7812.2014.02.015.
- [6] 王建灵, 俞统昌, 郭炜. 一种射流源和炸药射流感度的研究 [J]. *爆炸与冲击*, 2007, 27(4): 370–374. DOI: 10.11883/1001-1455(2007)04-0370-05.  
WANG J L, YU T C, GUO W. Studies on a shaped charge jet and the jet sensitivity of explosives [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2007, 27(4): 370–374. DOI: 10.11883/1001-1455(2007)04-0370-05.
- [7] 王利侠, 谷鸿平, 丁刚, 等. 聚能射流对带壳浇注 PBX 装药的撞击响应 [J]. *含能材料*, 2015, 23(11): 1067–1072. DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.11.006.  
WANG L X, GU H P, DING G, et al. Reaction characteristics for shelled cast-cured PBX explosive impacted by shaped charge jet [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials*, 2015, 23(11): 1067–1072. DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.11.006.
- [8] 张先锋, 丁建宝, 赵晓宁. 夹层聚能装药作用过程的数值模拟 [J]. *爆炸与冲击*, 2009, 29(6): 617–624. DOI: 10.11883/1001-1455(2009)06-0617-08.  
ZHANG X F, DING J B, ZHAO X N. Numerical simulation of double layer shaped charge [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2009, 29(6): 617–624. DOI: 10.11883/1001-1455(2009)06-0617-08.
- [9] 恽寿榕, 赵衡阳. 爆炸力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 192.
- [10] 雍占锋. 基于图像处理的火焰监测与燃烧诊断技术 [D]. 北京: 北京化工大学, 2007.
- [11] 伍俊英, 陈朗, 鲁建英, 等. 高能固体推进剂冲击起爆特征研究 [J]. *兵工学报*, 2008, 29(11): 1315–1319. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1093.2008.11.007.  
WU J Y, CHEN L, LU J Y, et al. Research on shock initiation of the high energy solid propellants [J]. *Acta Armamentarii*, 2008, 29(11): 1315–1319. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1093.2008.11.007.
- [12] 崔浩, 郭锐, 宋浦. 固体火箭发动机跌落安全性数值分析 [J]. *兵工学报*, 2018, 39(S1): 66–71.  
CUI H, GUO R, SONG P. Numerical analysis of safety of solid rocket engine during falling process [J]. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(S1): 66–71.
- [13] 仲倩, 王伯良, 黄菊, 等. TNT 空中爆炸超压的相似律 [J]. *火炸药学报*, 2010, 33(4): 32–35. DOI: 10.3969/j.issn.1007-7812.2010.04.008.  
ZHONG Q, WANG B L, HUANG J, et al. Study on the similarity law of TNT explosion overpressure in air [J]. *Chinese Journal of Explosives and Propellants*, 2010, 33(4): 32–35. DOI: 10.3969/j.issn.1007-7812.2010.04.008.
- [14] 朱亮, 李慧子, 王晓鸣, 等. 炸药材料性能参数对 JPC 成型的影响 [J]. *四川兵工学报*, 2011, 32(3): 13–16. DOI: 10.3969/j.issn.1006-0707.2011.03.005.  
ZHU L, LI H Z, WANG X M, et al. Impact of performance parameter in explosive material for JPC molding [J]. *Sichuan Ordnance Journal*, 2011, 32(3): 13–16. DOI: 10.3969/j.issn.1006-0707.2011.03.005.
- [15] 王省身, 谢之康. 矿井沼气爆炸安全距离的探讨 [J]. *中国矿业大学学报*, 1989, 18(4): 1–8.  
WANG X S, XIE Z K. A discussion on the safety distance in case of gas explosion [J]. *Journal of China University of Mining and Technology*, 1989, 18(4): 1–8.
- [16] 慈明森. 金属在大变形、高应变率和高温条件下的本构模型和数据 [J]. *火箭技术*, 1998(3): 32–44.
- [17] 章冠人, 陈大年. 凝聚炸药起爆动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1991: 131–134; 150–153.
- [18] 邓全农, 胡栋, 丁傲, 等. 回爆现象的研究及其临界曲线 [J]. *爆炸与冲击*, 1986, 6(3): 193–197.  
DENG Q N, HU D, DING J, et al. Studies of retonation phenomena and its critical curve [J]. *Explosion and Shock Waves*, 1986, 6(3): 193–197.

(责任编辑 张凌云)