

文章编号: 1006-9941(2017)01-0012-08

# 高速冲压推进动能弹自点火工作过程数值模拟研究

邹延兵, 卓长飞, 封 锋

(南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094)

**摘 要:** 为了研究高速冲压推进动能弹在自点火过程中的工作特性, 数值模拟了基于聚乙烯为固体燃料的高速冲压推进动能弹自点火过程, 分析了自点火过程中的点火延迟时间, 喷管出口堵盖打开前燃烧室的流场变化规律, 以及堵盖打开火焰稳定后燃烧室流场变化规律和全弹性能。结果表明: 高速冲压推进动能弹由于其初始的独特结构(喷管出口堵塞), 点火延迟时间短, 自点火能够成功进行; 堵盖打开前, 燃烧室压力发生了剧烈的振荡, 并且燃烧室内化学反应增强了振荡效应; 堵盖打开并且燃烧室火焰稳定后, 高速冲压推进动能弹的额定推力为 283 N, 净推力为 83 N, 基于聚乙烯燃料的比冲为  $9129 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

**关键词:** 固体燃料冲压发动机; 高速冲压推进动能弹; 聚乙烯; 自点火; 点火延迟

**中图分类号:** TJ76; V235.21

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.01.002

## 1 引 言

近年来, 固体燃料冲压发动机<sup>[1-2]</sup> 备受世界各国关注。与其它发动机相比, 固体燃料冲压发动机具有比冲高、结构简单等特点, 在超声速导弹和增程炮弹方面具有广阔应用前景。而高速冲压推进动能弹(简称动能弹)是一种采用固体燃料冲压发动机作为动力装置的新型近程小口径防空动能弹, 在给定射程下, 工作时间短(3 s 以内), 靠自点火(初速 4.0 马赫/来流总温高), 弹道平直(直线弹道), 因而更容易瞄准目标, 同时也大幅度增加了终点动能, 增加打击力, 是小口径防空动能弹发展的一个新方向。

固体燃料冲压发动机点火过程是发动机工作过程的重要组成部分, 其性能直接影响固体燃料冲压发动机工作性能、可靠性和安全性, 国内外学者已经对这一过程做了相应研究<sup>[3-6]</sup>。但由于高速冲压推进动能弹的独特结构和特殊的工作过程, 对其自点火过程的探索和研究仍具有一定应用价值和学术意义, 研究成果能为国内后续开展高速冲压推进动能弹研究提供一定的参考。

聚乙烯受热汽化后的产物大部分是  $\text{C}_2\text{H}_4$ , 而且  $\text{C}_2\text{H}_4$  与空气的化学反应机理较为成熟, 故研究采用聚乙烯作为高速冲压推进动能弹的固体燃料。因此, 利用本课题组研发的数值模拟方法对基于聚乙烯为固体燃料的高速冲压推进动能弹的自点火过程进行了非定常模拟, 分析了动能弹的点火延迟时间, 以及结合轴线上的压力变化和流场各参数云图分析了燃烧室内流场变化。

## 2 数学与物理模型

### 2.1 数值模拟方法

本研究设定动能弹飞行攻角为零, 采用二维轴对称模型计算高速冲压推进动能弹化学反应流场。二维轴对称守恒形式的雷诺时均(RANS)化学非平衡流 Navier-Stokes 方程为<sup>[7]</sup>:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \frac{\partial \mathbf{Fv}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{Gv}}{\partial y} + \mathbf{H} + \mathbf{S} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{U}$  为守恒变量,  $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$  为两个方向的对流通量,  $\mathbf{Fv}$ 、 $\mathbf{Gv}$  为两个方向的粘性通量,  $\mathbf{H}$  为轴对称源项,  $\mathbf{S}$  为化学反应源项。

本研究采用模拟分离流动表现效果较好的  $k-\omega$  SST 两方程湍流模型。湍流两方程与时均 Navier-Stokes 方程形式一致, 与之耦合求解。考虑到燃烧室内具有较强湍流特性, 选择二阶矩湍流燃烧模型描述湍流-化学反应之间的相互作用。为了捕捉激波、膨胀波等流场细节, 空间离散采用三阶 MUSCL 重构方法

收稿日期: 2016-05-30; 修回日期: 2016-07-17

基金项目: 国家自然科学基金(11602109), 江苏省自然科学基金(BK20160836), 江苏省研究生科研创新计划项目(KYLX16\_0475)

作者简介: 邹延兵(1991-), 男, 硕士研究生, 主要从事固体燃料冲压发动机与火箭增程技术研究。e-mail: zybadj@163.com

通信联系人: 卓长飞(1987-), 男, 博士, 主要从事固体燃料冲压发动机与火箭增程技术研究。e-mail: njust203zcf@126.com

和高精度、高分辨率的 AUSMPW+迎风格式,粘性项采用中心差分格式,时间离散采用单步推进,并采用局部时间步长法加速收敛。在求解带化学反应的 Navier-Stokes 方程时,采用时间算子分裂的方法来处

2.2 聚乙烯燃烧分解模型

在燃烧室内,固体燃料聚乙烯的分解产物仍然存在高聚物以及相应的化学反应,由于反应过程非常复杂,除已知分解产物以单质气体 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 为主,其余产物很难给出具体成分和含量。因此,假设固体燃料分解产物均为单质气体 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>。固体燃料燃面退移速率模型参见文献[10]。

C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>与空气之间的化学反应动力学模型采用了 10 组分 10 步基元反应模型<sup>[11]</sup>,组分包括: C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>, O<sub>2</sub>, CO, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, H, OH, O, N<sub>2</sub>。

2.3 物理模型

图 1 所示为高速冲压推进动能弹的气动构型。研究采用二维轴对称计算,并忽略了中心锥和弹体唇罩连接的支架。主要设计参数:来流马赫数 4.0,来流静压为标准大气压,来流静温为 300 K,进气道入口捕获面积为 0.0002973 m<sup>2</sup>,动能弹弹体直径为 35 mm,发动机喷管喉径为 16.6 mm,固体燃料长度和内径分别为 110 mm 和 20 mm。

为简化动能弹在火炮膛内的运动过程,在仿真中将动能弹固定,直接给定水平来流马赫数为 4.0,并在 0~8ms 时间段内用堵盖将喷管出口堵塞,未考虑动能弹在火炮膛内加速以及来流受炮管限制等影响因素。在 t=8 ms 打开喷管出口堵盖,燃烧室内燃气通过喷管流出,最终获得稳定的化学反应流场。

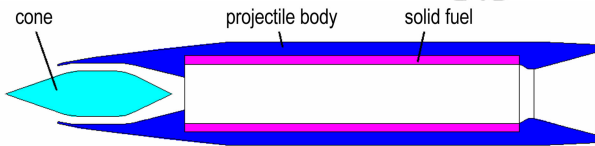


图 1 高速冲压推进动能弹气动构型  
Fig.1 The aerodynamic configuration of high-speed ramjet kinetic energy projectile

3 计算结果与分析

本研究主要分析了动能弹自点火发生及之前(第

一阶段)、自点火发生后到堵盖打开前(第二阶段)以及堵盖打开到流场稳定(第三阶段)三个阶段的流场变化规律。

3.1 第一阶段

为了更好地分析燃烧室内流场随时间的变化规律,在燃烧室轴线上设置 5 个监测点记录压力随时间的变化历程,这 5 个监测点的位置如图 2 所示。图 3 给出了流场在 0~0.8 ms 时间段内各监测点的压力变化曲线。图 4 给出了主要时刻流场的压力变化云图。可以看到在燃烧室压力建立的过程中产生的有正激波,斜激波,膨胀波,流场较为复杂,所以压力上升的过程中各监测点的压力出现了振荡。

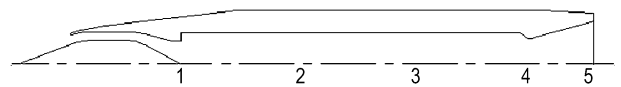


图 2 监测点在模型上的位置图  
Fig.2 Positions of the observation points on the model

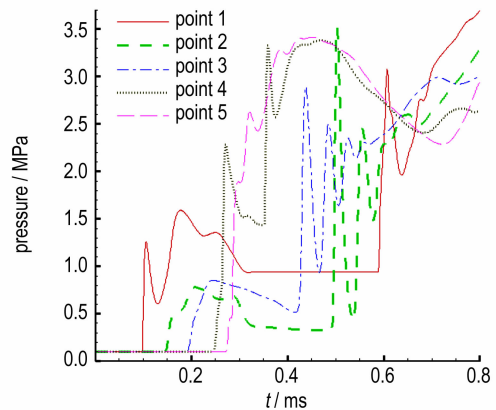


图 3 各监测点压力-时间曲线(0~0.8 ms)  
Fig.3 Pressure-time curves of the observation points(0~0.8 ms)

实验证明,燃料达到点火条件时,还必须经过一段时间的延迟才开始反应,这段时间称为点火延迟时间。燃料在冲压发动机中的驻留时间为毫秒量级,在有限的时间内快速组织燃料的混合、点火和充分稳定燃烧,是保证发动机性能的关键。本研究的动能弹的飞行马赫数为 4.0,当高速气流在燃烧室内发生滞止时,达到的最高温度将达到 1200 K,这是燃烧室发生自点火的保证。本研究定义从燃烧室分解 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 气体到出现稳定燃烧的火焰这一段时间为发动机的点火延迟时间。

图 5 给出了自点火发生及之前在燃烧室前部靠近台阶区域一些主要时刻流场温度和 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 的质量分数

分布云图。选取这部分区域主要是由于台阶具有回流作用,在再附点气流速度为0,故这部分区域温度最高,是最可能出现自点火的地方。在  $t=0.2$  ms,高速气流进入燃烧室,经过进气道的作用,在燃烧室的最高温度已超过800 K,固体燃料开始分解生成少量  $C_2H_4$ 。随着时间推移,在燃烧室积聚的  $C_2H_4$  不断增多,温度、压力不断升高。自点火所需要的压力、温度、燃料、空气等各个必要条件都已具备,所以在  $t=0.7$  ms  $C_2H_4$  和空气发生剧烈化学反应,在台阶后形成一个初始火核,温

度接近3000 K。由于动能弹弹径小,台阶高度小,形成的回流区小,再附点位置靠近台阶,而且在此区域内  $C_2H_4$  与空气混合均匀,所以在台阶附近最先发生化学反应。此后随着温度升高,固体燃料分解生成大量  $C_2H_4$  参与后续反应。着火发生后,  $C_2H_4$  与空气剧烈反应,放热过程随之开始,燃烧产物开始生成,放热量大于散热量,生成活化分子的速率大于其消失的速率,使得化学反应能够持续进行,由  $t=0.7$  ms 的初始火核发展成  $t=0.8$  ms 火焰的稳定燃烧与传播。

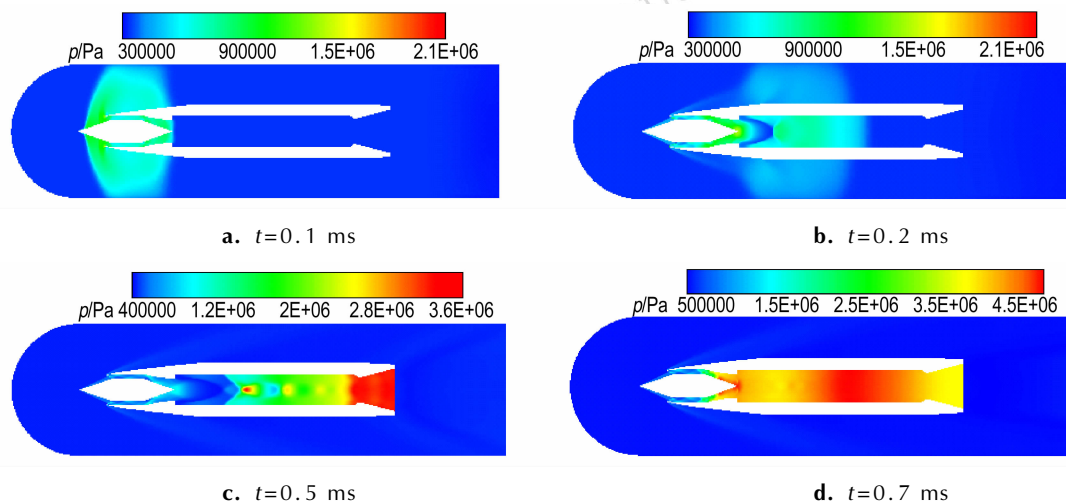


图4 不同时刻流场压力云图(0~0.8 ms)

Fig. 4 Pressure clouds of the flow field at different time(0-0.8 ms)

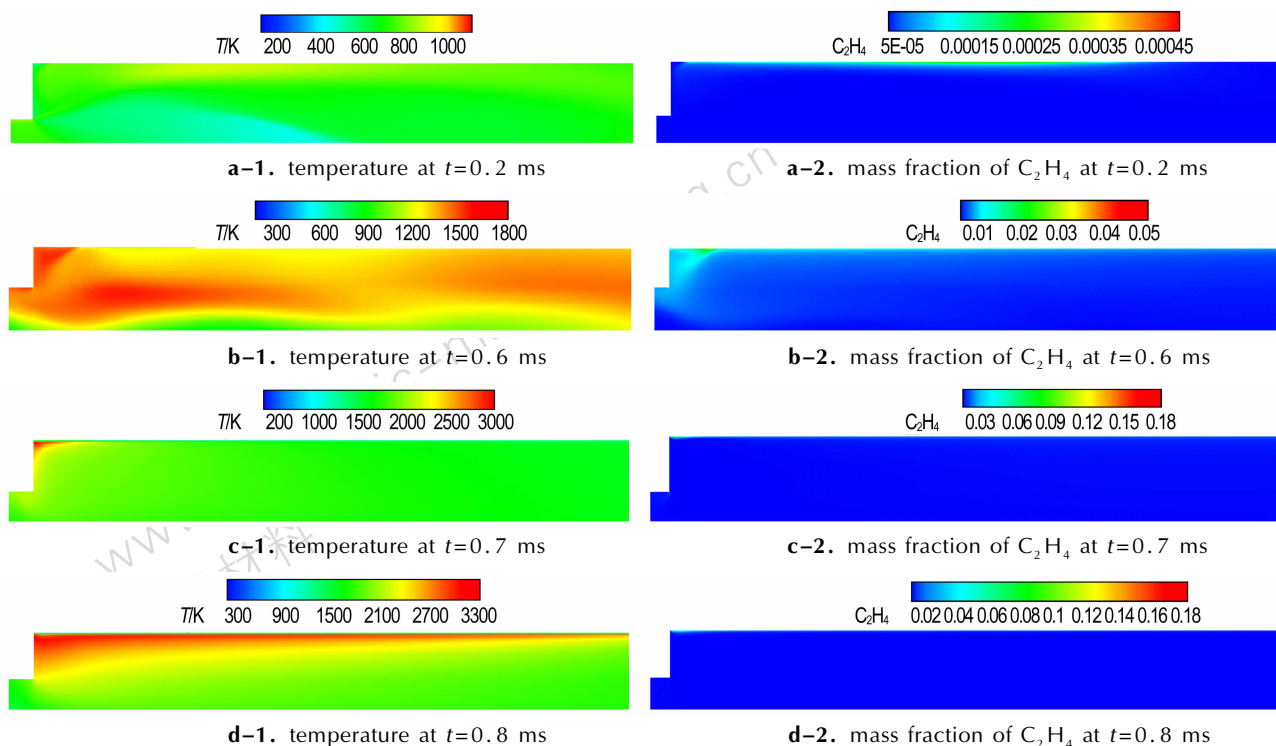


图5 不同时刻台阶后部分流场温度和  $C_2H_4$  质量分数分布云图(0~0.8 ms)

Fig. 5 Contours of temperature and mass fraction of  $C_2H_4$  after part area of the step (0-0.8 ms)

从固体燃料开始分解到火焰的稳定燃烧可以判断点火延迟时间大约为 0.6 ms。点火延迟时间短, 低于 1 ms, 这对建立起燃烧室的稳定燃烧非常有利。本研究的动能弹在  $t=8.0$  ms 之前喷管出口被堵盖堵塞, 故自点火发生时燃烧室流场相对较稳定, 火焰被吹熄的可能性较小, 所以自点火能成功进行。在自点火发生后, 初始火焰向周围传播和扩散, 最终引燃燃烧室内的所有  $C_2H_4$ 。

### 3.2 第二阶段

图 6 给出了自点火发生后到堵盖打开前不同时刻流场压力分布云图。可以看到在这一时间段内压力出现了剧烈振荡, 在不同时刻高压区在燃烧室来回移动, 而且移动的过程中燃烧室内最大压力也在不断变化。高压区由后部推移到前部, 然后在进气道消失, 之后高压区又在燃烧室后部产生, 如此反复。压力值发生剧烈变化, 会对燃烧室内固体燃料以及壳体产生很大冲

击, 因此在设计动能弹时应重点考虑振荡的影响。

图 7 给出了燃烧室内各监测点在 0.8 ~ 8.0 ms 时间段内的压力变化曲线。在这一时间段内, 燃烧室内的压力并不是线性变化, 而是出现了剧烈的振荡, 这与图 6 得出的规律是一致的。在堵盖打开前, 压力有三次大幅度升高, 每次升高后又大幅度回落, 且在两个压力峰值间还有一些小的振荡。还可以看出监测点 1 和 2 的压力振荡比其他监测点的压力振荡剧烈, 尤其是监测点 1, 这主要与其所处的位置有关。监测点 1 位于中心锥后部尖端处, 这里的流场容易受周围环境的影响, 所以压力变化比其他位置剧烈。

为了更清晰地分析波系结构变化直接导致压力振荡的原因, 考虑振荡是否由  $C_2H_4$  与空气的化学反应造成的, 为此重新计算该工况, 关掉化学反应, 其他设置保持不变来计算冷流流场的变化规律。计算得到的冷流流场各监测点的压力随时间变化曲线如图 8 所示。

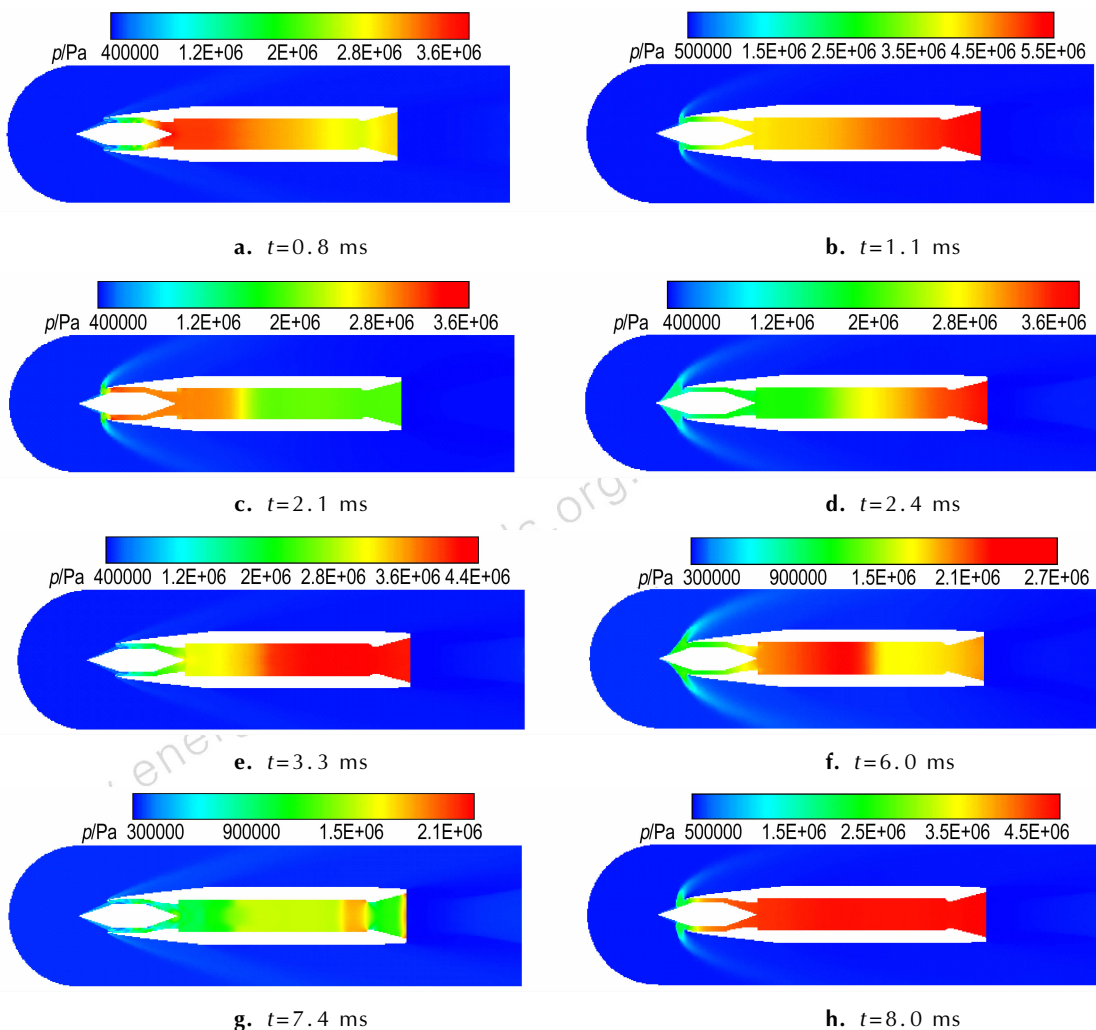


图 6 不同时刻流场压力云图(0.8 ~ 8 ms)

Fig.6 Pressure clouds of the flow field in main time(0.8-8 ms)

可以看到流场中各个监测点的压力变化与图7极为相似,说明压力的振荡与此动能弹特殊的结构有很大关系,而与化学反应关系不大。由于动能弹的进气道和燃烧室耦合,进气道长且进气面积较小,加上在  $t=8.0$  ms之前喷管出口被堵盖堵塞,使得最初从进气道进入的高速气流在燃烧室后部堆积,燃烧室压力不断升高,气体动能转化为燃烧室的内能和压力势能。当燃烧室压力达到一定值,也即燃烧室气体被压缩到最大限度(类似弹簧被压缩到最短状态),其蓄积的压力势能会释放出来,大量气体通过进气道流出燃烧室,压力降低。压力降低到一定程度后高速气流又通过进气道进入燃烧室,压力升高,如此反复。但是两者的最大压力峰值不一样,振荡频率也有一定区别,这主要是由于  $C_2H_4$  和空气的化学反应造成的,化学反应增大了燃烧室压力和温度,也改变了燃烧室的流场,所以图7中的第二个大的压力峰( $t=3.7$  ms)比图8的第二个大的压力峰( $t=4.4$  ms)提前0.7 ms。还可以看到图7中

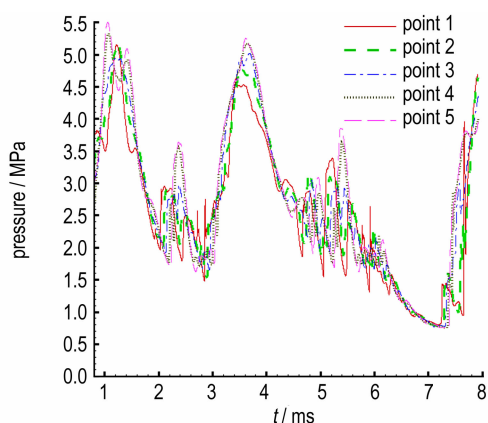


图7 化学反应条件下各监测点压力-时间曲线(0.8~8 ms)

Fig.7 Pressure-time curves of the observation points under the conditions of chemical reaction(0.8-8 ms)

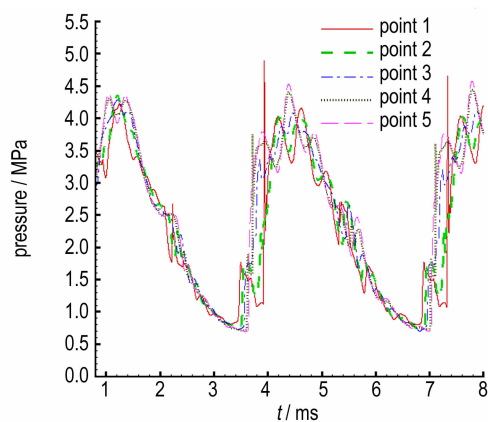


图8 冷流条件下各观测点压力-时间曲线(0.8~8 ms)

Fig.8 Pressure-time curves of the observation points under the conditions of no chemical reaction(0.8-8 ms)

第二个大的压力峰下降段也比图8中的长很多,而且下降段一些小的振荡也要更剧烈,说明燃烧增强了压力的振荡效应,这种振荡很容易破坏固体燃料,在设计时应给予重视。另外在  $t=8$  ms时刻,燃烧室压力处于峰值,这也有利于动能弹在出炮口瞬间堵盖的快速打开。

图9给出了自点火发生后不同时刻流场温度和  $H_2O$  的质量分数分布云图。从图中看出燃烧室温度和  $H_2O$  的质量分数分布云图在不断变化。在  $t=1.1$  ms,高温区不仅扩展到整个燃烧室,而且有向进气道扩展的趋势。由于大量空气不断进入燃烧室以及  $C_2H_4$  的持续反应产生大量燃气,使得燃烧室内的压力持续升高达到极限值,进气道不启动,外部气流无法进入燃烧室。而燃烧室的化学反应仍在进行,不断产生大量燃气,而且由图7可知,燃烧室的压力达到最大值后就会下降,所以高温燃气通过进气道排出。在台阶附近不断生成的  $C_2H_4$  会随着高温燃气气流流入进气道和空气发生反应,故在此处有大量  $H_2O$  产生。

在  $t=2.8$  ms,可以看到进气道内含有大量  $H_2O$ ,说明燃烧室内气体从进气道大量外溢,使得燃烧室内压力降低,这也与图7的曲线对应,此刻压力降到最低。随着燃烧室化学反应的不断进行,固体燃料附近的空气被消耗殆尽。在燃烧室高温的作用下,固体燃料分解出大量  $C_2H_4$ ,并随着燃气紧贴壁面流入进气道,将高温层与壁面隔离。在进气道入口出现明显的高温区,显然不是燃烧室的高温燃气。进气道中的燃气中含有未完全反应的  $C_2H_4$  及其分解物,随着高温燃气到达进气道入口遇到空气发生化学反应。

在  $t=3.0$  ms,由图7可知压力正处于上升阶段。低温区出现在燃烧室前部分区域,说明外部气流通过进气道进入燃烧室。在  $t=3.5$  ms,燃烧室前部和后部的温度层和  $H_2O$  层都很厚,说明这些地方发生剧烈反应。从图7可知在  $2.8 \sim 3.6$  ms之间燃烧室压力急剧增加,比冷流条件提前0.7 ms,主要是由于外部气流进入燃烧室,为燃烧室注入了大量的新鲜空气。之前燃烧室积聚的大量  $C_2H_4$  在气流的作用下都积聚在燃烧室前部和后部并与进入的空气发生化学反应,所以这两处温度层和  $H_2O$  层都很厚,压力提前升高。以上也可以解释在  $3.5 \sim 8.0$  ms时间段内的流场压力变化规律,只有在第二个压力峰的下落段有所不同,主要是由于在这段时间内压力发生了多次小幅度振荡,延长了压力下降时间。

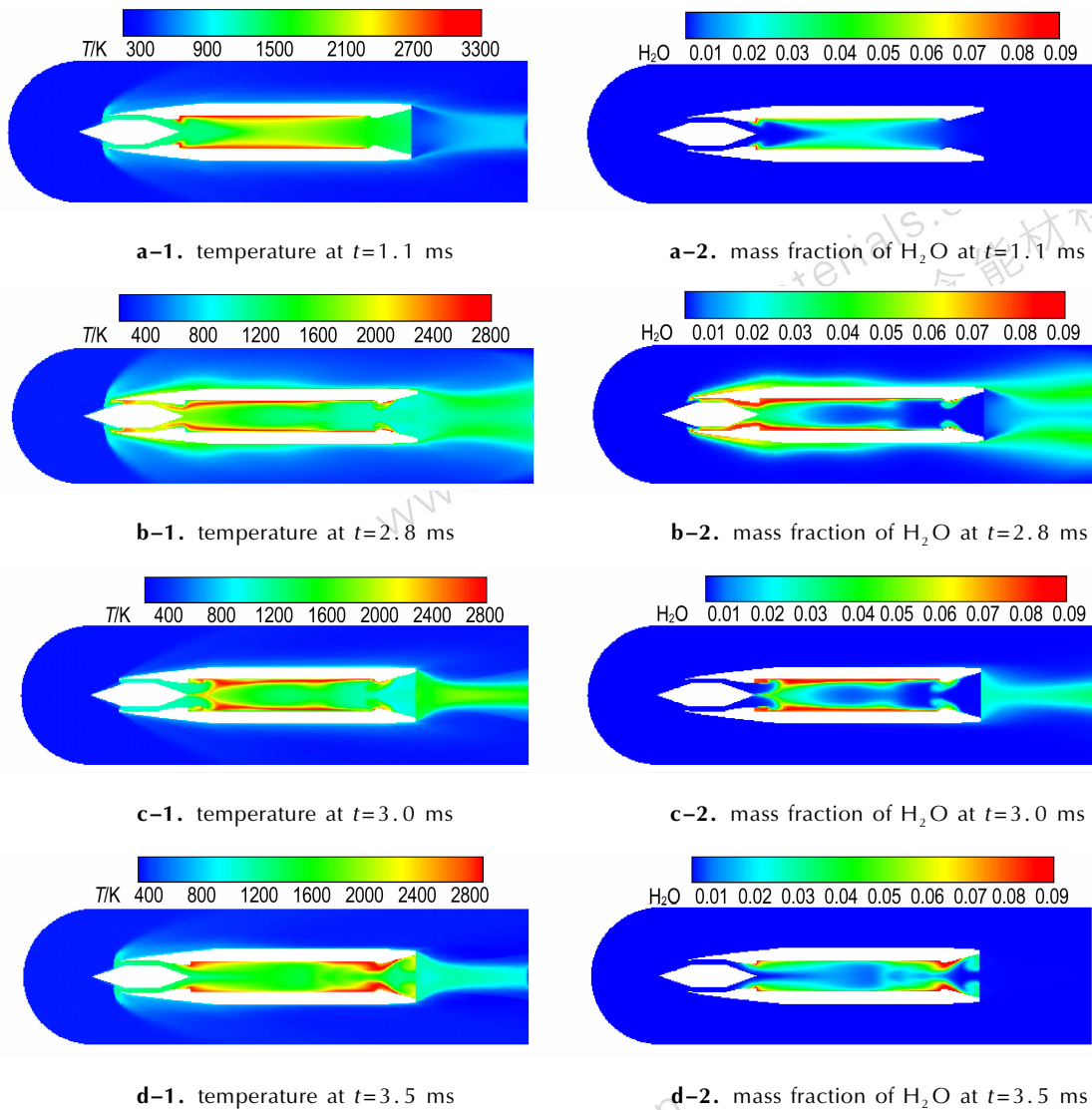


图 9 不同时刻流场温度和 H<sub>2</sub>O 的质量分数分布云图(0.8 ~0.8 ms)

Fig.9 Contours of temperature and mass fraction of H<sub>2</sub>O of the flow field at different time (0.8-0.8 ms)

由以上分析可知,在燃烧室压力的下降段,燃烧室内部的大量燃气通过进气道排出(包括未经分解的 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>),压力迅速下降;在压力的上升段,外部气流进入燃烧室与燃料混合发生化学反应,导致压力迅速升高。

### 3.3 第三阶段

图 10 给出了堵盖打开后燃烧室各监测点的压力-时间曲线。在  $t=8$  ms 燃烧室压力正处于高数值,由前面的分析可知,此时进气道工作,大量新鲜空气由进气道注入燃烧室。堵盖瞬间打开后,燃烧室内的气体通过喷管大量流出,所以监测点 5 的压力值迅速降低,接着剩余几个监测点的压力值也迅速下降。可以看到在  $t=11$  ms 后燃烧室的压力值逐渐稳定,也就是整个流场趋于稳定。

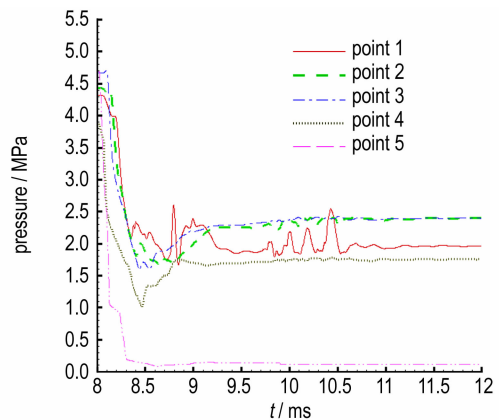


图 10 各监测点压力-时间曲线(8 ~12 ms)

Fig.10 Pressure-time curves of the observation points(8-12 ms)

图 11 给出了  $t=12$  ms 流场主要参数分布云图。从马赫数和压力分布云图可以看出,当冲压发动机稳定工作后,燃烧室内的压力较高,超声速来流经过燃烧室的压缩减速作用变为亚声速气流进入燃烧室,之后又在喷管以超音速喷出,使动能弹获得推力。可以看到燃烧室压力分布较为均匀,说明流场稳定。在中心锥后部有一高压区,这将有助于产生正向推力。从温度分布云图可以看出,燃烧室高温层很薄,并且在突扩台阶附近高温层明显比燃烧室后部的厚。这主要是由于燃烧室内的空气和  $C_2H_4$  属于扩散燃烧,固体燃料表面分解生成的  $C_2H_4$  难以进入主流区和空气混合燃烧,只能在靠近固体燃料表面区域与空气混合燃烧;突扩台阶起到了火焰稳定作用,在突扩台阶后部形成了回流区,使得空气与  $C_2H_4$  混合均匀,反应区域要比燃烧室后部大。从燃烧产物  $H_2O$  的质量分数分布云图

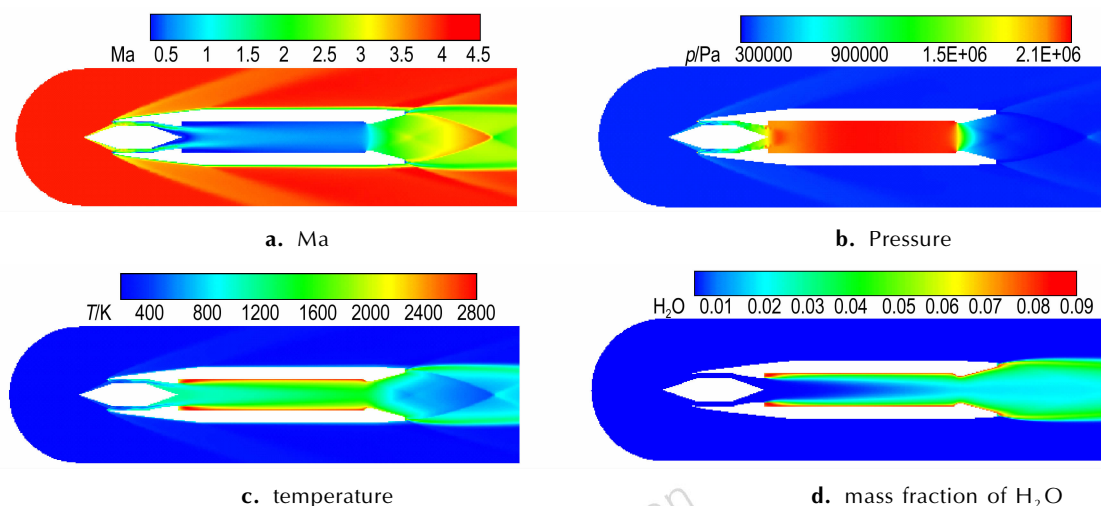


图 11  $t=12$  ms 流场主要参数分布云图

Fig. 11 Contours of the main flow parameters of the flow field at  $t=12$  ms

## 4 结论

数值模拟了动能弹的自点火过程及其特性,结果表明:

(1) 自点火最先发生在台阶和再附点之间的区域,点火延迟时间低于 1ms。燃烧室流场在自点火发生时,由于其特殊结构使得此时流场较稳定,点火延迟时间短,稳定火焰很快建立,之后燃烧迅速传播扩散至整个燃烧室,自点火成功。

(2) 在喷管出口堵盖打开前,燃烧室压力出现了剧烈的振荡。燃烧室压力出现振荡主要与动能弹的特殊结构有关,进气道与燃烧室耦合,而且喷管后部堵

塞,使得进入燃烧室内的气流压缩和膨胀,压力产生振荡。在燃烧室压力的下降阶段,燃烧室内的大量燃气通过进气道排出;在压力的上升阶段,外部气流进入燃烧室与  $C_2H_4$  混合发生化学反应。燃烧室的化学反应增强了振荡效应,这种剧烈的振荡很容易破坏固体燃料,在设计时应给予重视。

(3) 燃烧稳定后,动能弹额定推力为 283 N,净推力为 83 N,基于聚乙烯燃料的比冲为  $9129 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,在飞行过程中一直处于加速或保速状态,发动机整体性能较好,下一步将继续相关规律性研究,以期提高聚乙烯燃料的燃烧效率和比冲,并为后续动能弹的设计提供参考。

## 参考文献:

- [1] 张炜, 朱慧, 方丁酉. 冲压发动机发展现状及其关键技术[J]. 固体火箭技术, 1998, 21(3): 24-30.  
ZHANG Wei, ZHU Hui, FANG Ding-you. Development of ramjet and ducted rocket engines[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 1998, 21(3): 24-30.
- [2] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.  
LIU Xing-zhou. Aerodynamic missile power plant[M]. Beijing: Aerospace Press, 1992.
- [3] 刘君, 张为华. 某型号固体火箭发动机点火过程的数值模拟[J]. 固体火箭技术. 2000, 23(4): 12-15.  
LIU Jun, ZHANG Wei-hua. Numerical Simulation of Igniting Process in a Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*. 2000, 23(4): 12-15.
- [4] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets-Review and experimental study [R]. AIAA paper98-3122, 1998.
- [5] Wimmerstrom P, Nilsson Y, Gunnars N E. Initial study of a 40mm SFRJ projectile [C] // 14th International Symposium on Ballistics, 1993.
- [6] Krishnan S, George P. Solid fuel ramjet combustor design[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34(3-4): 219-256.
- [7] 欧阳水吾, 谢中强, 徐春光. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- OUYANG Shui-wu, XIE Zhong-qiang, XU Chun-guang. High temperature air non-equilibrium flows [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001: 140-142.
- [8] 卓长飞, 武晓松, 封锋. 超声速流动中底部排气减阻的数值研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 18-26.  
ZHUO Chang-fei, WU Xiao-song, FENG Feng. Numerical research on drag reduction of base bleed in supersonic flow[J]. *Acta armamentarii*, 2014, 35(1): 18-26.
- [9] 卓长飞, 武晓松, 封锋. 超声速流动中底部排气形式对减阻性能的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2144-2155.  
ZHUO Chang-fei, WU Xiao-song, FENG Feng. Effect of base bleed type on drag reduction performance in supersonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(8): 2144-2155.
- [10] 谢爱元, 武晓松, 马虎, 等. 聚乙烯在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 368-374.  
XIE Ai-yuan, WU Xiao-song, MA Hu, et al. Numerical Simulation for Combustion Characteristic of Polyethylene in Solid Fuel Ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(3): 368-374.
- [11] Baurle R A, Mathur T. A numerical and experimental investigation of a scramjet combustor for hypersonic missile applications [R]. AIAA paper 1998: 98-3121.

## Study on Numerical Simulation of the Self-ignition Operating Process of High-speed Ramjet Kinetic Energy Projectile

ZOU Yan-bing, ZHUO Chang-fei, FENG Feng

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** To research the operating characteristics of high-speed ramjet kinetic energy projectile during the process of self-ignition, the process of self-ignition of high-speed ramjet kinetic energy projectile based on the solid fuel of polyethylene was numerically simulated. The ignition delay time in the self-ignition, the change law of flow field in combustor before the blanking cap opening, and the change law of flow field and performance of the entire ramjet after the flame in combustor stabilizing when the blanking cap opening were analyzed. Results show that because of its initial unique structure whose exit of nozzle is blocking, the ignition delay time is short enough, so the self-ignition can be successfully performed. Violent oscillation of pressure is occurred in the combustion chamber before the blanking cap opening, and chemical reaction in the combustion chamber enhances the effects of oscillation. After the blanking cap opening and flame in combustor stabilizing, the high-speed ramjet kinetic energy projectile's rated thrust is 283 N and its net thrust is 83 N. The specific impulse based on polyethylene is  $9129 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ .

**Key words:** solid fuel ramjet; high-speed ramjet kinetic energy projectile; polyethylene; self-ignition; ignition delay time

**CLC number:** TJ76; V235.21

**Document code:** A

**DOI:** 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.01.002