

文章编号: 1006-9941(2016)11-1057-06

聚乙烯在高速冲压推进动能弹中的燃烧特性数值模拟

卓长飞, 邹延兵, 王晓鸣

(南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究聚乙烯在高速冲压推进动能弹中的燃烧特性,进行了高速冲压推进动能弹全弹一体化流场的数值模拟研究,分析了冲压发动机工作和非工作时流动特性差异,以及冲压发动机工作时聚乙烯的燃烧和推进特性。结果表明,冲压发动机工作时,燃烧室内压力均匀,中心轴线平均压力约为 2.1 MPa。随着轴向距离 x 的增大,火焰锋面先靠近固体燃料表面后逐渐远离。在再附着点之前,随着轴向距离 x 的增大,固体燃料的表面温度与燃面退移速率均持续增大,在再附着点附近达到最大值,然后不断减小。在本研究设计的气动构型下,高速冲压推进动能弹产生的额定推力、净推力分别为 250 N 和 76 N,基于燃料的比冲为 $10593 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

关键词: 固体燃料冲压发动机; 动能弹; 聚乙烯; 燃烧特性

中图分类号: TJ55; V235.21

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2016.11.004

1 引言

高速冲压推进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^[1-2]。其工作原理是利用固体燃料冲压发动机产生的推力与炮弹阻力抵消,以维持炮弹的炮口初速,依靠其自身的有效动能对拦截目标产生较大的破坏,是小口径防空动能弹发展的一个新方向,具有较大的军事应用价值。

陕西清华机电研究所^[1]介绍了固体燃料冲压增程弹的概念结构和国外的研究现状,并对其发展前景进行了预测;南京理工大学^[2]总结了固体燃料冲压发动机的发展过程与现状,分析了其工作性能和应用于小口径弹药上需要解决的关键技术,获得了固体燃料冲压发动机应用于小口径弹药时的总体结构布置;瑞典国防研究院^[3]提出固体燃料增程炮弹设计方法,设计了 40 mm 防空炮弹,其飞行马赫数 4.3;南非^[4]开展了 HTPB(端羟基聚丁二烯)为燃料的固体燃料冲压动能弹应用研究,并在马赫数 4.0 条件下进行了数值计算、风洞实验、动力学实验和自由飞行试验等研究;荷兰应用科学研究院^[5-7]开发了一种固体燃料增程炮

弹飞行性能计算机预测程序,进行了 75 mm 和 90 mm 固体燃料助推反坦克导弹以及中口径固体燃料增程弹应用研究。从公开文献来看,国外研究人员对高速冲压推进动能弹开展了大量研究,包括数值计算、风洞实验、炮射实验,但是对高速冲压推进弹燃烧机理与特性缺乏研究。而国内对高速冲压推进动能弹仅仅开展方案论证,没有开展实际的研究工作。

鉴于以上情况,有必要对高速冲压推进动能弹开展一些相关研究,为我国新一代近程小口径防空动能弹的可持续发展提供理论与技术支撑。本研究采用聚乙烯作为固体燃料,利用本课题组研发的数值模拟方法开展聚乙烯燃料在高速冲压推进动能弹中的燃烧特性研究,分析了冲压发动机工作和非工作时流动特性差异,获得了冲压发动机工作时聚乙烯燃烧特性以及推进特性,期望为后续开展高速冲压动能弹研究提供参考。

2 数学与物理模型

2.1 数值模拟方法

本研究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^[8]:

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

式中, U 为守恒变量, F 、 G 为两个方向的对流量, F_v 、 G_v 为两个方向的粘性通量, H 为轴对称源项, S 为化学反应源项。

收稿日期: 2016-03-25; 修回日期: 2016-07-05

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20160836), 国家自然科学基金(11602109), 江苏省博士后基金(1601130C)

作者简介: 卓长飞(1987), 男, 博士, 主要从事计算流体力学与弹箭增程技术研究。e-mail: njust203zcf@126.com

为了捕捉激波、膨胀波等流场细节,空间离散采用三阶 MUSCL 重构方法和高精度高分辨率的 AUSMPW+迎风格式,粘性项离散采用中心差格式,时间离散采用单步推进,并采用局部时间步长法加速收敛。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。

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理刚性问题,使用本课题组研发的 CFD 程序,其计算方法的详细描述及其验证见文献[9-10]。

2.2 聚乙烯燃烧分解模型

在燃烧室内,固体燃料聚乙烯的汽化分解产物和过程较复杂,除已知分解产物以单质气体 C_2H_4 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_2H_4 。固体燃料燃面退移速率 \dot{r} 用 Arrhenius 公式表示为^[11]:

$$\dot{r} = A_0 \exp\left(-\frac{E_a}{R_0 T_w}\right) \quad (2)$$

式中, A_0 、 E_a 、 R_0 、 T_w 分别为指前因子、活化能、通用气体常数及燃料表面温度。根据实验得到的模型参数为 $A_0 = 640 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, $E_a = 133.661 \text{ kJ} \cdot \text{mol}^{-1}$ 。

$R_0 = 8.314 \text{ J} \cdot (\text{mol} \cdot \text{K}^{-1})^{-1}$, \dot{r} 和 T_w 的单位分别为 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 和 K。

在燃烧室中,流场与固体燃料在分界面(燃面)上相互作用,遵守质量守恒方程:

$$\rho_g v = -\rho_s \dot{r} \quad (3)$$

和能量方程:

$$\dot{q}_c + \dot{q}_r = -k_s \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{w,s} + \rho_s \dot{r} h_v \quad (4)$$

$$\dot{q}_c = -k_g \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{w,g} \quad (5)$$

式(3)~式(5)中, ρ 表示密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; v 表示汽化产物的逸出速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; \dot{q}_c 和 \dot{q}_r 分别为对流换热、辐射换热的热流密度, $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$; k 为固相导热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; h_v 为单位质量固体燃料的汽化热, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$ 。下标 s 为固体燃料的参数, g 为气相的参数, w 指燃料表面附近的参数。

忽略辐射传热,流场定常,上式可简化为:

$$-k_g \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{w,g} = \rho_s \dot{r} \left(h_v + \int_{T_0}^{T_w} c_s dT\right) \quad (6)$$

式中, c_s 为固相比热, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; T_0 为固相初温,通常为 300 K。 c_s 的取值与燃料表面温度有关,在温度大于 750 K 后几乎不变,该温度低于固体燃料的表面温度,则有^[12]:

$$h_v + \int_{T_0}^{T_w} c_s dT = 2.4 \times 10^6 + 4 \times 10^3 T_w \quad (7)$$

将式(2)、(7)代入式(6)即可通过迭代求得表面温度 T_w ,进而求出燃速 \dot{r} 。同时,认为固相分解后生成的燃气温度等于 T_w 。

C_2H_4 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^[13],组分包括: C_2H_4 , O_2 , CO , CO_2 , H_2 , H_2O , H , OH , O , N_2 。

2.3 物理模型

设计了来流马赫数为 3.5 时的高速冲压推进动能弹气动构型,如图 1 所示。由于是二维轴对称计算,忽略了中心锥与弹体连接的支架。主要设计参数:设计点来流马赫数为 3.5,来流静压为 0.1 MPa,来流静温为 300 K,进气道捕获面积为 2973 mm^2 ,弹体直径为 35 mm,喷管喉径为 16.6 mm,固体燃料长度为 110 mm,固体燃料内径为 20 mm。

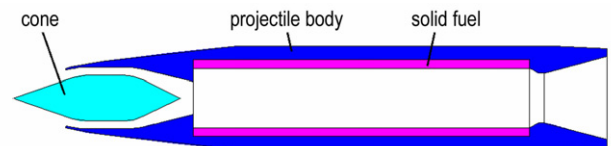


图 1 高速冲压推进动能弹气动构型

Fig. 1 The aerodynamic configuration of high-speed ramjet kinetic energy projectile

计算了设计点的工况,包括冲压发动机工作和非工作时的稳定流场(冲压发动机非工作是指冷态流场,即燃料表面没有气体分解出,流场中也不存在化学反应。实际中不存在冲压发动机非工作的工况,本研究分析冲压发动机非工作时的流动特性是为了和冲压发动机工作时的流动特性做对比)。当计算冲压发动机工作的工况时,在计算获得的冷态流场基础上在燃烧室内设置高温高压区域来启动化学反应流场的计算,最终获得稳定的化学反应流场。

3 计算结果与分析

图 2a、图 2b、图 2c、图 2d 分别为冲压发动机非工作时温度云图、压力云图、马赫数云图、湍流粘性系数分布云图。当冲压发动机非工作时,固体燃料表面不

发生汽化分解,流场中不存在燃烧现象。此时燃烧室压力比设计压力低,高速来流经过进气道中心锥压缩后仍然以超声速进入燃烧室。燃烧室内流场异常复杂,存在入射激波、反射激波、附面层等流动现象以及相互干扰现象,湍流粘性系数最大值主要出现在燃烧室末端,该区域内湍流对流动影响较大。同时,附面层沿固体燃料表面发展,并与反射激波进行相互干扰,最终在燃烧室末端附面层发生分离,分离区内马赫数极低,温度较高,基本接近来流总温 1000 K。

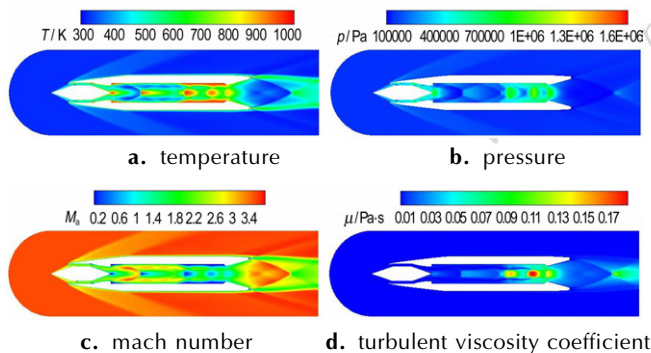


图 2 冲压发动机非工作时流场主要参数分布云图
Fig. 2 The contour of main parameter of flow field when ramjet no working

图 3a、图 3b、图 3c 分别为冲压发动机工作时马赫数云图、压力云图、温度云图。当冲压发动机工作时,燃烧室压力升高。这将使气流在进气道内产生激波,最后以亚声速形式进入燃烧室。亚声速气流与固体燃料分解的 C_2H_4 发生混合燃烧后整个燃烧室内流动均为亚声速。因此整个燃烧室内并未出现较为明显的复杂流动现象,压力分布也较均匀。

从图 3c 可以看出,燃烧室进口突扩台阶高度相对于燃烧室内径较小,形成起到火焰稳定作用的回流区也较小,火焰面靠近固体燃料表面。由于进入燃烧室内的空气与 C_2H_4 属于扩散燃烧, C_2H_4 很难进入主流区与空气混合燃烧,只能在靠近固体燃料表面附近与空气接触燃烧,因此整个燃烧室内形成的火焰面较薄,并靠近固体燃料表面。图 4 为燃烧室入口附近温度云图的局部放大以及部分流线。靠近燃烧室头部的 C_2H_4 顺着回流区基本垂直流向主流中。这是由于靠近燃烧室头部附近的固体燃料表面处于后台阶角落,空气不足,固体燃料汽化后的 C_2H_4 只能顺着回流区流向主流以及被夹带到回流区中。

图 3c 给出了燃烧产物 CO_2 质量分数分布云图。燃烧产物分布与温度分布类似,主要存在于固体燃料

表面附近。当靠近固体燃料表面附近的空气与 C_2H_4 接触燃烧后不断流向燃烧室出口,同时在主流空气夹带下逐渐进入主流中。由于没有补燃室,燃烧产物 CO_2 进入喷管后始终贴着壁面流到尾流中,并出现了与外流清晰的分界面。燃烧产物 CO_2 在尾流中逐渐与外流空气、内流空气发生混合,导致质量分数逐渐降低。图 3d 给出了湍流粘性系数分布。与图 3d 对比,冲压发动机工作时,燃烧室内湍流粘性系数分布与冲压发动机非工作时的分布有较大差别。冲压发动机工作时,湍流粘性系数较大区域存在于燃烧室内靠近轴线处,且分布区域较大。

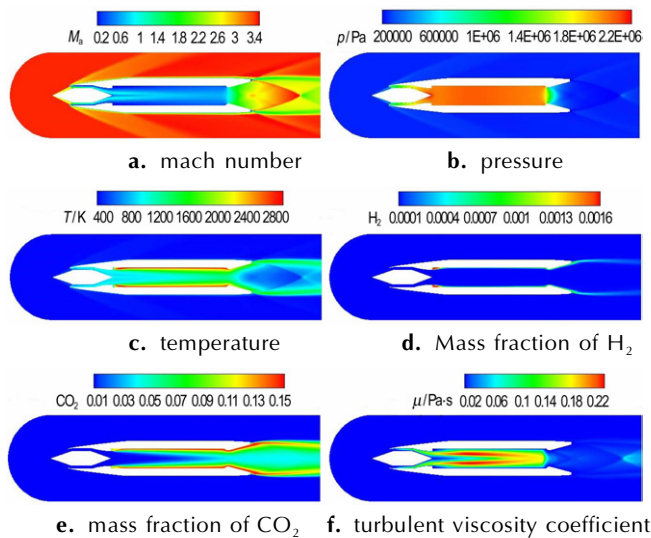


图 3 冲压发动机工作时流场主要参数分布云图
Fig. 3 The contour of main parameter of flow field when ramjet working

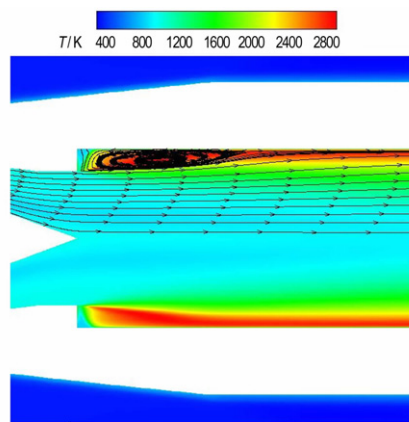


图 4 燃烧室头部附近温度云图
Fig. 4 The temperature contour at the head of combustion chamber

图 5 给出了冲压发动机工作和非工作时燃烧室进口截面(即进气道出口截面, $y=0$ 处于中心轴线上)上

温度和马赫数云图分布。冲压发动机非工作时, 燃烧室压力较低, 进入燃烧室的气流大部分为超声速, 特别是在 $y=0.006$ m 附近, 流动马赫数约为 2.5, 此处对应的气流温度仅约为 450 K。而当冲压发动机工作时, 燃烧室内压力升高, 燃烧室进口截面平均马赫数已降低到约 0.5, 平均静温升高到约 900 K, 这是利于燃烧室内的燃烧和火焰稳定的。

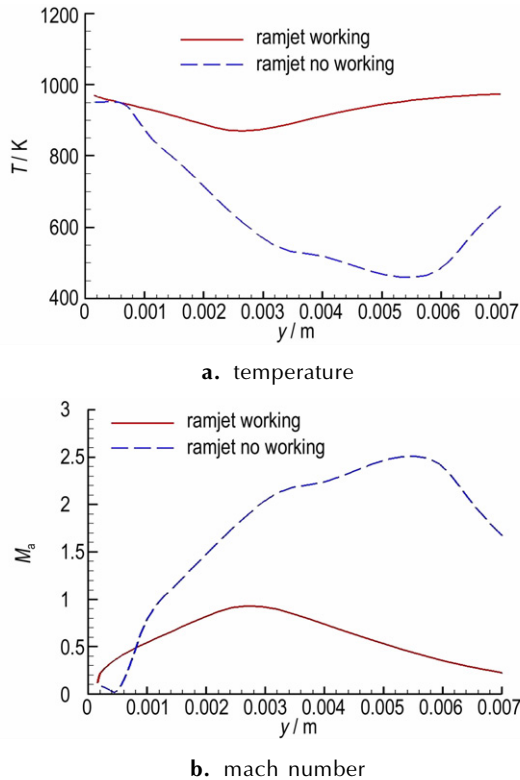


图5 燃烧室进口截面流动参数分布

Fig. 5 The flow parameter distribution in the intake section of combustion chamber

图6给出了冲压发动机工作和非工作时燃烧室中心轴线上温度和压力分布(燃烧室轴向坐标分布范围为 $x=0.06 \sim 0.17$ m)。结合之前的流场云图看出, 当冲压发动机非工作时, 中心轴线上平均压力约为 0.5 MPa。此时燃烧室内流动现象极为复杂, 入射激波以及一系列反射激波造成了中心轴线上温度和压力发生多次逐渐降低以及多次阶跃式的升高。而当冲压发动机工作时, 燃烧室内压力均匀, 燃烧室中心轴线平均压力约为 2.1 MPa。温度沿中心轴线先略有降低, 然后逐渐升高。这主要是由于进入燃烧的亚声速主流空气受到燃烧室内燃烧的影响而逐渐加速、降温。而在中心轴线 $x=0.12$ m 以后, 燃烧产物与主流空气接触而逐渐进入到中心主流中, 主流的温度逐渐升高。

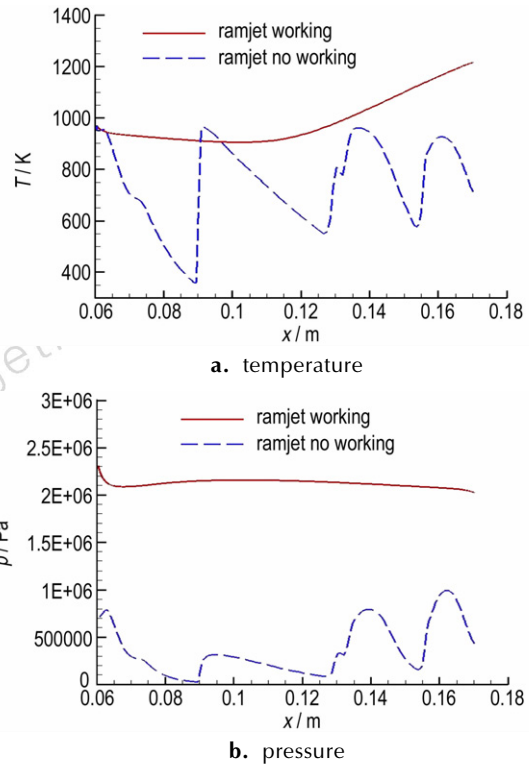


图6 燃烧室中心轴线流动参数分布

Fig. 6 The flow parameter distribution in central axis of combustion chamber

图7a、图7b、图7c分别给出了燃烧室内主要截面处的温度、轴向速度以及自由基H质量分数分布。从不同截面上轴向速度分布可以看出, 在轴向距离 $x=0.065$ m和 $x=0.075$ m截面处, $y>0.009$ m以上区域的轴向速度均小于零, 说明两个截面处于再附着点之前的回流区内。结合温度分布曲线, 可以看出在 $x=0.065$ m截面的回流区内气流温度基本维持在 2500 K 以上, 火焰锋面的温度最高, 峰值能达 2800 K。

气相流场传递至固体燃料表面的热流密度越高, 燃面退移速率越高。图8给出了固体燃料表面附近气相导热系数和温度梯度分布。图9为固体燃料表面温度和燃面退移速率分布。在再附着点之前, 随着轴向距离 x 的增大, 固体燃料的表面温度与燃面退移速率均持续增大; 在再附着点附近达到最大值; 而后不断减小。引起这一现象的原因有两方面。第一, 随着轴向距离 x 的增大, 回流区内火焰锋面不断靠近固体燃料表面, 而湍流再发展区内附面层不断发展, 火焰锋面逐渐远离燃料表面。致使靠近燃料表面处, 流场径向的温度梯度(绝对值)随轴向距离 x 的增大而呈先增大后减小的趋势。第二, 随着 x 的增大, 固体燃料表面附近流场的有效导热系数随轴向距离 x 的增大而一直增大。

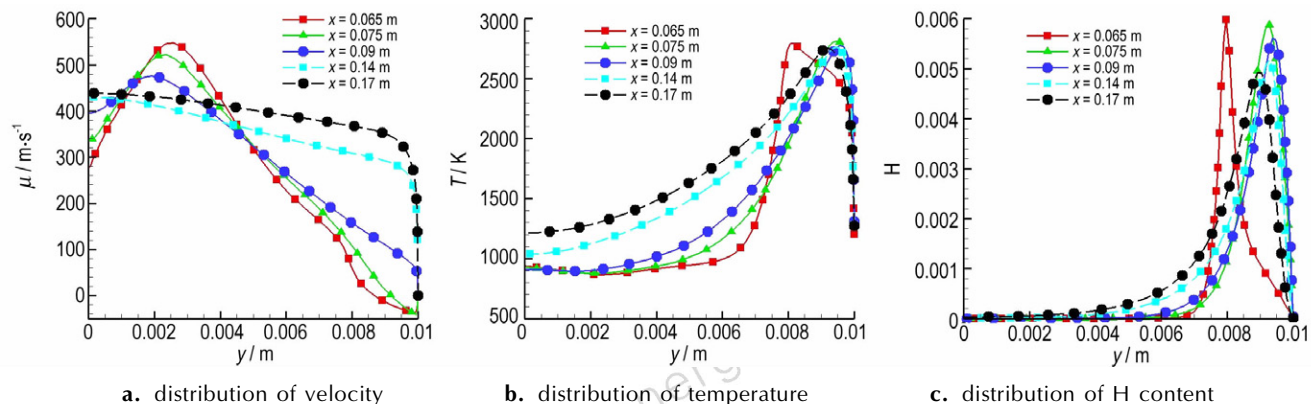


图7 燃烧室主要截面流动参数分布

Fig.7 The flow parameter distribution at main section of combustion chamber

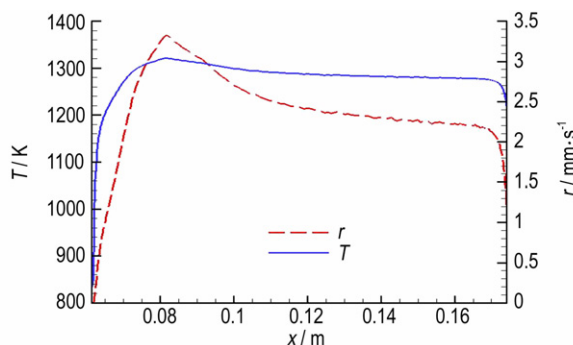


图8 固体燃料表面温度和燃速分布

Fig.8 The distribution of temperature and regression rate of solid fuel surface

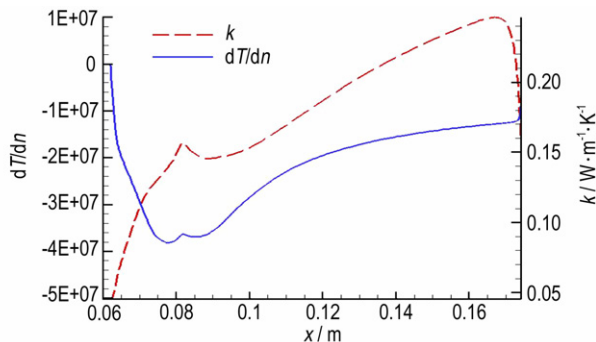


图9 固体燃料表面温度梯度与导热系数分布

Fig.9 The distribution of temperature gradient and thermal conductivity of solid fuel surface

表1给出了冲压发动机非工作和工作时主要部件、全弹的受力对比。当冲压发动机非工作时,高速来流经过进气道中心锥头部斜面的压缩而减速增压,然后再经过扩张段进入燃烧室。由于中心锥头部斜面的受力略低于中心锥尾部(扩张段)的受力,因此最终整个中心锥的受力为正值,表示产生了正向力。当冲压发动机工作时,燃烧室和进气道扩张段内的压力急剧

增大,因此整个中心锥产生较大的正向力,这导致了全弹受力为净推力。由此可见,对于高速冲压推进动能弹而言,产生较大推力的零部件为进气道中心锥。

通过流场积分可以获得进气道吸入的空气质量流率为 $0.417 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$, 聚乙烯分解成 C_2H_4 的质量流率为 $0.0236 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ 。 C_2H_4 与空气化学当量比为 1 时的空燃比为 16.33, 而本研究工况下的空燃比为 17.67, 处于富氧状态。由表 1 可以得出冲压发动机工作时产生的额定推力为 250 N, 进而求得基于燃料的比冲为 $10593 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。该比冲低于一般的冲压发动机的比冲, 这是由于用于高速冲压推进动能弹的固体燃料冲压发动机受弹长的限制, 不能设计补燃室来提高燃料与来流空气的掺混效果, 这就导致燃料的燃烧效率较低, 基于燃料的比冲也随着降低。但是, 不同于用于大型战术导弹的固体燃料冲压发动机, 高速冲压推进动能弹工作时间小于 3 s, 即使基于燃料的比冲在较低情况下整体性能仍然较好, 如本文工况下净推力已有 76 N, 在工作时间内全弹飞行处于加速状态。相对于普通的防空动能弹来说, 高速冲压推进动能弹撞击到目标的终点速度、终点动能、毁伤效能已有较大提高, 同时全程处于保速甚至加速状态, 密集度已有较大提高, 是一种具有较大军事实用价值的新型近程小口径防空武器。

表1 表高速冲压推进动能弹受力情况

Table 1 The force of high-speed ramjet kinetic energy projectile

	N		
case	F_1	F_2	F
ramjet no working	24	-198	-174
ramjet working	243	-167	76

Note: F_1 is the force of center cone; F_2 is the force of projectile body; F is the whole force. A positive sign indicate a positive thrust. The force include the pressure drag and friction drag.

4 结 论

(1) 当冲压发动机非工作时, 中心轴线上平均压力约为 0.5 MPa, 燃烧室内流动现象极为复杂, 入射激波以及一系列反射激波造成了中心轴线上温度和压力发生多次逐渐降低以及多次阶跃式的升高。而当冲压发动机工作时, 燃烧室内压力均匀, 燃烧室中心轴线平均压力约为 2.1 MPa。

(2) 回流区内气流温度基本维持在 2500 K 以上, 火焰锋面的温度最高, 峰值能达 2800 K。随着轴向距离 x 的增大, 火焰锋面先靠近固体燃料表面后逐渐远离。

(3) 在再附着点之前, 随着轴向距离 x 的增大, 固体燃料的表面温度与燃面退移速率均持续增大, 在再附着点附近达到最大值, 而后不断减小。

(4) 在本研究设计的气动构型下, 冲压发动机工作时产生的额定推力为 250 N, 净推力为 76 N, 燃料的比冲为 $10593 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 显现出固体燃料冲压发动机在小口径防空动能弹中广阔的应用前景, 燃料的燃料效率和比冲尚需进一步提高。

参考文献:

- [1] 谭凤岗. 固体燃料冲压喷气动能弹—概念结构、研究现状及发展预测[J]. 火箭技术, 1997(2): 1-6.
TAN Feng-gang. Solid fuel ramjet projectiles-The conceptual structure, progress to date and development prediction[J]. *Journal of Projectile and Rockets Technology*, 1997(2): 1-6.
- [2] 陈军, 朱福亚, 周长省. 固体燃料冲压发动机在小口径弹药上的应用[J]. 弹道学报, 1999, 11(2): 85-88.
CHEN Jun, ZHU Fu-ya, ZHOU Chang-sheng. SFRJ used on minor-diameter ammunition [J]. *Journal of Ballistics*, 1999, 11(2): 85-88.
- [3] Peter W, Yngve N. Initial study of a 40mm SFRJ projectile [C] // 14th International Symposium on Ballistics, 1993: 723-733.
- [4] Buisson J J, Redelinguys D C, Botha G F. Solid fuel ramjet (SFRJ) propulsion for kinetic energy penetrator applications-progress to date [C] // 16th International Symposium on Ballistics, 1996: 193-202.
- [5] Ronald G V. A computer program for flight performance prediction of solid fuel ramjet propelled projectiles [C] // 15th International Symposium on Ballistics, 1995: 441-448.
- [6] Krishnan S, George P. Solid fuel ramjet combustor design [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34(3-4): 219-256.
- [7] Veraar R G, Mayer A E H J. The Role of the TNO free jet test facility in solid fuel ramjet projectile development [R]. AIAA 2005-3832, 2005.
- [8] 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: 140-142.
OUYANG Shui-wu, XIE Zhong-qiang, XU Chun-guang. High temperature air non-equilibrium flows [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001: 140-142.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Chiaverini M J, Harting G C, Lu Y C. Pyrolysis behavior of hybrid-rocket solid fuels under rapid heating conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(6): 888-895.
- [12] Heaton H S, Reynolds W C, Kays W M. Heat transfer in annular passages-simultaneous development of velocity and temperature fields in laminar flow [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1964, (7)7: 763-781.
- [13] Baurle R A, Mathur T. A numerical and experimental investigation of a scramjet combustor for hypersonic missile applications [R]. AIAA 98-3121, 1998.

Numerical Simulation Investigation on Combustion Characteristic of Polyethylene in High-speed Ramjet Kinetic Energy Projectile

ZHUO Chang-fei, ZOU Yan-bing, WANG Xiao-ming

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

Abstract: To research on the combustion characteristic of polyethylene in high-speed ramjet kinetic energy projectile, the numerical simulation investigation on the integrated flow field of high-speed ramjet kinetic energy projectile was carried out. The difference of flow characteristics when ramjet working or no working was analyzed. Both the combustion and propulsive performance characteristics of polyethylene when ramjet working were analyzed. The results show that when the ramjet is working, the pressure in combustion chamber is uniform and the average pressure of the central axis is about 2.1 MPa. With increasing the axial distance x , the flame front closes to solid fuel surface at first, and then gradually keeps away from solid fuel surface. With increasing the axial distance x , both the surface temperature and regression rate of solid fuel continue to increase before re-attachment point, the maximum value is reached at the re-attachment point and then decrease. Under the aerodynamic configuration designed in this study, the nominal thrust, net thrust and specific impulse based on fuel produced by high-speed ramjet kinetic energy projectile are 250 N, 76 N and $10593 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, respectively.

Key words: solid fuel ramjet; kinetic energy projectile; polyethylene; combustion characteristic

CLC number: TJ55; V235.21

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2016.11.004