



燃爆发射产物二次反应对内弹道的影响研究

李赵洋¹, 林国问², 姚琳³, 郭春晓³, 任杰^{1*}

(1.南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094; 2.中国航天科工四院, 北京 100854;

3.南京模拟技术研究所, 江苏 南京 211151)

摘要: 燃爆发射发生器喷出的高温高压未完全反应射流进入初容室后会与初容室内的空气发生二次反应, 对发射器产生强烈的热冲击与烧蚀。为了控制二次反应造成的负面影响, 研究了二次反应对燃爆发射器和弹丸内弹道的影响, 通过最小自由能法对燃爆发射发生器的燃爆产物进行热力学计算, 基于有限速率/涡耗散模型描述初容室内二次反应的化学反应机理, 利用域动分层网格更新方法模拟弹体运动, 建立了包含动边界的初容室二次反应流动模型。通过与实验数据的对比, 验证了此模型的有效性。研究表明: 相比不考虑二次反应, 含二次反应的初容室内温度上升速度更快, 且峰值更高; 随着初容室内 O_2 耗尽, 温度逐渐降低; 由于二次反应释放能量, 弹体在更短的时间内获得更大的加速度, 且可以使加速度在短时间内维持在峰值附近, 相同时间内, 弹体速度更快, 位移更远; 而扩大初容室容积, 可以在一定程度上缓解弹体负载过大的问题, 减缓弹体加速度上升速度、减小加速度峰值。研究结果对燃爆发射装置及其内弹道设计提供了一定的理论参考。

关键词: 内弹道; 燃爆发射; 二次反应; 数值模拟

中图分类号: TJ762 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2025)02-0099-06

Research on the Influence of Secondary Reaction of Deflagration Launch Products on Internal Ballistics

LI Zhaoyang¹, LIN Guowen², YAO Lin³, GUO Chunxiao³, REN Jie^{1*}

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

2.The Fourth Academy of CASIC, Beijing 100854, China;

3. Nanjing Research Institute on Simulation Technique, Nanjing 211151, China)

Abstract: The high-temperature, high-pressure, partially reacted jet ejected from the deflagration launcher undergoes secondary reactions with the ambient air when entering the initial the chamber, generating intense thermal shock and ablation effects on the launcher. To mitigate the adverse impacts, the influence of secondary reactions on the deflagration launcher and projectile interior ballistics was investigated in this paper. Thermodynamic properties of the launcher's deflagration products were calculated using the minimum free energy method. The chemical reaction mechanism of secondary reactions within the initial chamber was described based on the finite-rate/eddy-dissipation model. The projectile's motion was simulated via a dynamic mesh layering technique, establishing a secondary reaction flow model in the initial chamber with moving boundaries. The validity of the model was verified through comparison with experimental data. Research results indicate that chambers experiencing secondary reactions exhibit faster temperature rise rates and higher peak temperatures compared to non-reaction chambers. As O_2 in the chamber depletes, temperatures gradually decrease. The energy released from secondary reactions enables the projectile to achieve greater acceleration in shorter time intervals while maintaining peak acceleration

levels briefly. Consequently, the projectile attains higher velocity and greater displacement within the equivalent timeframe. Expanding the initial chamber volume can alleviate excessive projectile loading by reducing acceleration growth rates and peak acceleration magnitudes. These findings provide theoretical foundations for the design of deflagration launcher and interior ballistics performance.

Key words: interior ballistics; deflagration launch; secondary reaction; numerical simulation

甲烷燃爆反应是一种高速燃烧过程,这一过程中甲烷与氧气之间的化学反应迅速蔓延,产生大量热量和火焰。相比于爆炸而言,燃爆的过程是可控的,通常不会瞬间释放大量能量,而是以较快但有限的速度传播^[1]。燃爆发射是指向发射装置中的高压室内充入一定配比的可燃气体,可燃气体在燃爆发射发生器内燃烧,生成的高温高压燃气进入低压室,推动弹体从低压室中发射。从高压室内喷出的高温高压燃气含有大量 H_2 、 CO 等富燃气体^[2],如果忽视这些气体与初容室中空气发生二次反应所带来的影响,将会导致弹道计算结果出现偏差^[3]。

针对二次反应的机制, GALITSEYSKIY^[4] 研究了二次反应与湍流相互作用机制。LUAN 等^[5] 利用有限速率/涡耗散方法和气固两相流理论有效地分析了煤的燃烧过程。姜毅等^[6] 研究了燃气自由射流二次反应对平板的冲击效应。冯喜平等^[7] 使用有限速率/涡耗散模型,探究了富含硼燃气的二次反应过程,表明该模型能够准确预测二次反应流场的压力参数。史增凯等^[8] 研究了不同当量比对甲烷/空气二次反应的影响机制。结果表明,在一定范围内增加当量比有助于缩短自点火时间。

针对二次反应的影响,李仁凤等^[9] 研究了二次反应入口气压与 CO/H_2 浓度比对内弹道的影响。结果表明,增大入口气压、减小 CO/H_2 浓度比可以缩短导弹出筒时间。胡晓磊等^[10] 研究了二次反应中环腔对弹道的影响,结果表明环腔减轻了尾罩底部二次燃烧带来的压力峰值。高凯等^[11] 对同心筒内的燃气进行了深入研究,发现同心筒内燃气二次燃烧可以有效减小弹体发射的速度波动。

本文利用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,采用有限速率/涡耗散模型描述初容室二次反应的化学反应机理,利用域动分层网格更新方法模拟弹体运动,以此建立含弹体运动的初容室二次燃烧流动模型。在相同情况下,对含二次反应和不含二次反应的弹体内弹道数据进行对比研究,为燃爆发射内弹道设计提供了一定的理论基础。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

针对燃气弹射二次反应特点,采用二维轴对称多组分 Navier-Stokes 控制方程,描述模型中流体的运动、物质传输、能量交换和燃烧过程^[12]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial (F - F_v)}{\partial r} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = J \quad (1)$$

式中: U 为守恒变量向量, F 、 G 为对流项向量, F_v 、 G_v 为黏性项向量, J 为源项向量。

1.2 湍流方程

燃爆发射发生器喷出的高温高压燃气进入初容室后会与初容室中的空气发生二次反应,形成独特的燃烧现象。为了对射流过程进行精确模拟和仿真,本文采用了 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,该模型能够准确捕捉复杂流体系统中的运动状态,如燃烧化学反应等关键物理过程^[13]。

湍流动能 k 的输运方程为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial (\rho u_r k)}{\partial r} + \frac{\partial (\rho u_z k)}{\partial z} = \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial r} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial z} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2) \end{aligned}$$

式中: ρ 为流体密度, u_r 和 u_z 分别为径向和轴向的速度分量, μ 为动态黏度, μ_t 为湍流黏度, σ_k 为湍流普朗特系数, G_k 为湍流动能的生成项。

湍流耗散率 ε 的输运方程为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial (\rho u_r \varepsilon)}{\partial r} + \frac{\partial (\rho u_z \varepsilon)}{\partial z} = \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial r} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right] + \\ & C_1 S \varepsilon - C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (3) \end{aligned}$$

式中: S 为平均特征应变率, σ_ε 是湍流普朗特系数, ν 为运动黏度, $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.9$ 。

1.3 化学反应模型

本文采用有限速率/涡耗散模型研究燃爆产物

在初容室内的二次反应过程。在此过程中,忽略湍流脉动的影响,并通过 Arrhenius 定理来计算反应速率。在反应中,各组分物质的浓度通过一系列化学方程式控制。对于其中任一化学反应,描述反应物与生成物关系的化学反应通用形式为

$$\sum_{i=1}^N v'_{i,j} M_i \xrightleftharpoons[k_{br}]{k_{fr}} \sum_{i=1}^N v''_{i,j} M_i \quad (4)$$

式中: N 为参与化学反应的物质个数, $v'_{i,j}$ 、 $v''_{i,j}$ 分别为反应物和生成物 j 中的 i 物质的化学计量系统, M_i 为第 i 物质的化学符号, k_{fr} 、 k_{br} 分别为正向反应与逆向反应的速率常数。

损耗散模型^[14]基于湍流动力学理论,假设整体反应速率主要受到湍流混合速率的影响,而忽略了化学反应本身的速率。反应物 j 中的物质 i 的生成速率 $R_{i,j}$ 由下面两个表达式中较小的确定。

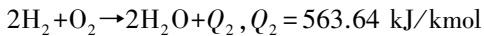
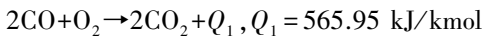
$$R_{i,j} = v'_{i,j} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_R}{v'_{R,j} M_{w,R}} \right) \quad (5)$$

$$R_{i,j} = v'_{i,j} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_P Y_P}{\sum_P v''_{P,j} M_{w,P}} \quad (6)$$

式中: $M_{w,j}$ 、 $M_{w,R}$ 、 $M_{w,P}$ 是物质 j 、反应物 R 和生成物 P 的摩尔质量; Y_P 、 Y_R 分别为生成物 P 和反应物 R 的质量分数; A 、 B 为经验常数,本文中 $A=4$ 、 $B=0.5$ 。

在非预混火焰反应区发生反应时,只要湍流出现,反应即可进行,特别适用于本文的甲烷/空气二次反应的非预混燃烧。

忽略 CO_2 在高温条件下的分解反应,燃爆发射产物二次反应采用以下模型:



1.4 计算模型和边界条件

燃爆发射装置由高压燃气发生室、导流锥、发射筒、底座和尾罩等组成,发射筒半径为 0.07 m,燃爆发生室半径为 0.038 m,收缩喷管半径为 0.003 m。为了确保模型性能的稳定性和可靠性,采用轴对称模型并划分网格,结果如图 1 所示,网格尺寸为 0.001 m。

燃爆发射流场计算中,喷管入口选择压力入口,高压室总压随时间变化规律如图 2 所示,总温为 2 300 K。由于弹射时间很短,在计算过程中,可忽略高温气体对环境传热的影响^[15],将固体壁面视为绝热。此外,运用最小自由能法^[16]对甲烷/空气燃爆反应产物进行热力学分析,得到燃爆发射发生器

出口所排气体中各组分的含量,如表 1 所示。初容室内初始压强为 0.1 MPa,温度为 300 K,其中主要气体成分为 O_2 和 N_2 ,质量分数分别为 0.23 和 0.77。

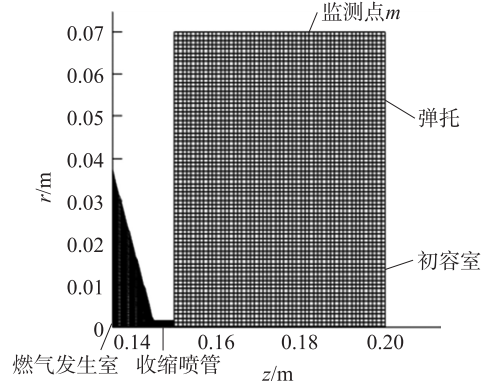


图 1 网格模型

Fig. 1 Mesh model

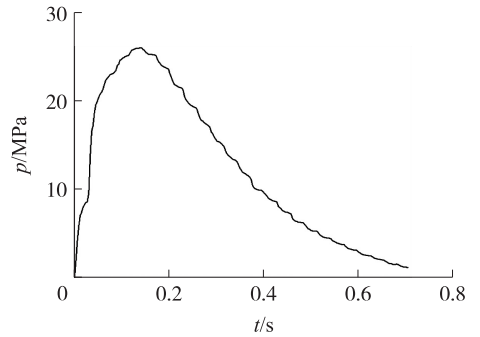


图 2 高压室压强曲线

Fig. 2 Pressure curve of high pressure chamber

表 1 喷管入口气体组分质量分数

Table 1 Species mass fractions of inlet

H_2O	CO	CO_2	H_2	N_2
0.157	0.104	0.029	0.108	0.602

利用有限体积法求解控制方程,采用了 Coupled 算法来计算压力-速度耦合项,压力梯度和动量方程通过二阶迎风格式离散,以保证足够的精度和稳定性,湍流输运方程的差分格式采用一阶迎风格式离散。

2 数值方法验证

2.1 网格无关性验证

燃气射流二次反应流场的数值计算精度与网格模型密切相关。为进行网格无关性验证,建立 3 种网格,其中网格 A 的网格数量为 12.4 万,网格 B 为 8.1 万,网格 C 为 2 万。选取图 1 中 m 点为压强监测点,分别将网格 B 和网格 C 在 5 ms、10 ms、15 ms、20 ms 时刻的压强与网格 A 进行对比,相对误差结

果如表 2 所示。综合考虑数值计算效率和计算精度等方面因素,选用网格 *B* 进行燃爆发射产物二次反应分析。

表 2 网格无关性测试结果

Table 2 Results of grid independence test

<i>t</i> /ms	$(p_B-p_A)/p_A$	$(p_C-p_A)/p_A$
5	0.011	-0.018
10	-0.004	-0.030
15	-0.012	-0.046
20	-0.006	-0.037

2.2 数值方法的验证

为了验证数值方法的可靠性,采用甲烷/空气双组分燃爆实验数据进行验证。试验中采用静态压力测量设备控制燃料和氧化剂装填,*m* 点压强由溅射式压力变送器 FST800-G3100 进行测量,其通过螺纹连接径向安装在低压室外壁上,以保证试验时压力传感器可以测量发射载荷整个运动过程中低压室压强的变化,同时压力传感器又能与高压气体直接接触,将高频压力信号准确表达。试验工况如表 3 所示,图 3 为仿真结果与实验中不同时间节点监测点压强的对比。结果显示,计算得到的 *m* 点压力值与实验结果基本一致,不同时间节点压强的误差不超过 5%,表明文中建立的数值方法是可靠的。

表 3 试验工况

Table 3 Testing conditions

CH ₄ 填装 压力/MPa	空气填装 压力/MPa	空气物质 的量/mol	CH ₄ 物质 的量/mol
0.57	3.37	0.728 0	0.123 1

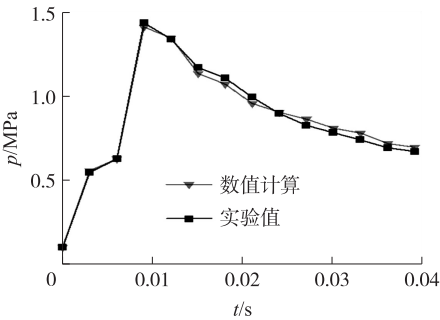


图 3 *m* 点压力值与实验结果的对比

Fig. 3 Pressure comparison of calculated and experimental results at monitor *m*

3 结果计算与分析

3.1 二次反应对温度的影响

图 4 为不同时刻初容室温度云图对比,其中上半部分为考虑燃爆发射产物与初容室内空气二次反应下的初容室温度云图,下半为不考虑二次反应的初容室温度云图。

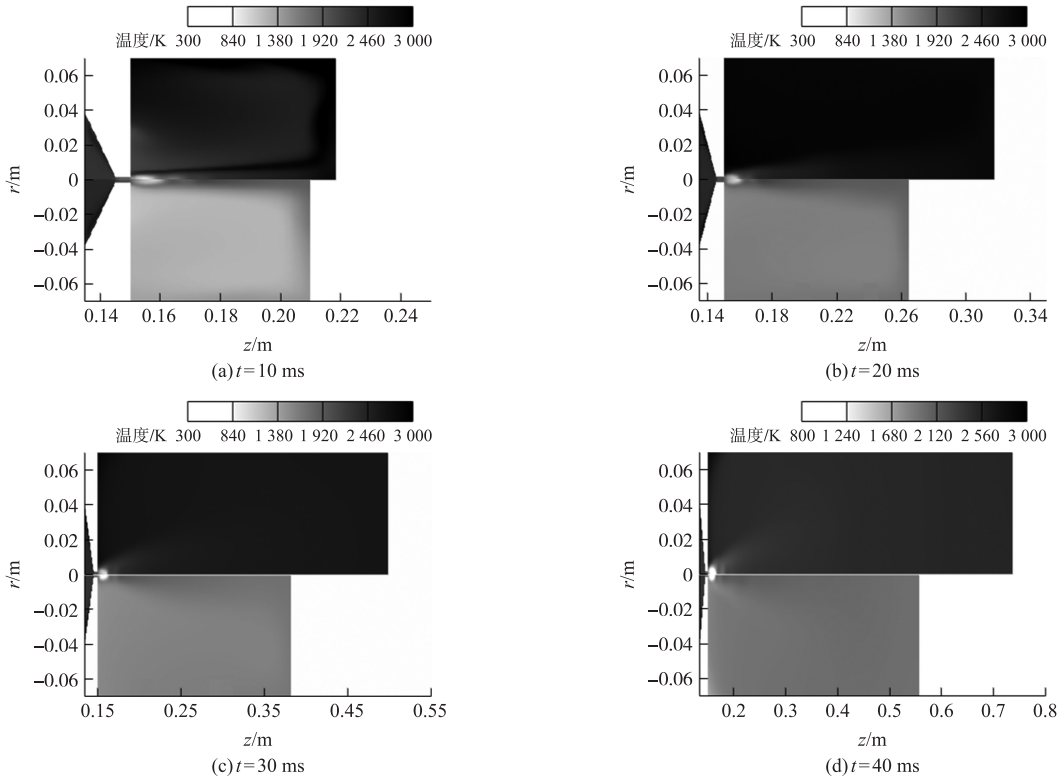


图 4 有/无二次反应温度对比

Fig. 4 Temperature comparison with and without secondary reaction

从图 4 对比中可以看出,含二次反应的初容室温度始终高于无二次反应的初容室温度。在 10 ms 时刻,二次反应区域的初容室温度比未发生反应的区域高出大约 1 300 K,而高温区域的范围也明显更大;在 20 ms 时刻,最大温差约为 1 000 K 左右;在 30 ms 和 40 ms 时刻,温度分别高 400 K 和 200 K 左右。高压室中的高温燃气射流对初容室具有明显的传热效果,且二次反应过程产生的大量热量会使化学反应区域的温度进一步升高。这种热量的积聚不仅使化学反应区温度上升,而且还促进了热扩散现象,导致周围区域温度的升高。

为了进一步探究温度与二次反应的关系,图 5 为不同时刻 O₂ 含量分布。从图 4 与图 5 的对比可以看出,在 10 ms 时刻,初容室的高温区域正是低 O₂ 含量区域。随着高压室的高温燃气射流持续进入初容室,燃气射流扩散加速,使整个初容室都处于二次反应之中,初容室内 O₂ 消耗,含量下降,反应速率变慢,温度上升速率下降。在 20 ms 时刻,O₂ 消耗殆尽,整个初容室温度达到峰值。

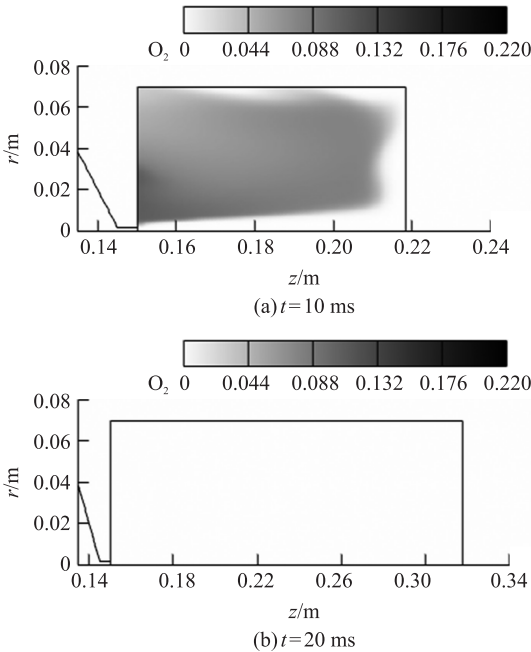


图 5 O₂ 含量分布

Fig. 5 Distribution of O₂ content

3.2 二次反应对内弹道的影响

从图 4 的对比可以看出,相同时刻含二次反应弹体弹托的位移比无二次反应的要远。为了更直观地研究二次反应对内弹道的影响,在弹托壁面处设置观测点,得到含二次反应、无二次反应以及一次完全反应的内弹道变化规律,结果如图 6 所示。

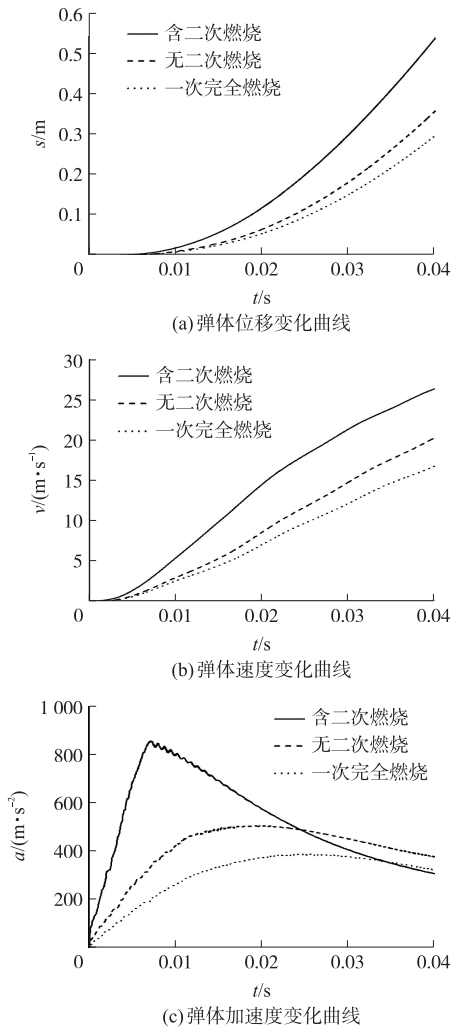


图 6 弹体内弹道曲线

Fig. 6 Interior ballistic curves of the projectile

从弹体的位移与速度曲线可以看出,在 20 ms 时已有较大差异。受初容室内二次反应的影响,弹体在更短的时间内获得更大的加速度。由于燃爆发射产物与初容室内空气发生二次反应提供了能量,导致加速度在下降时出现多峰值振荡的现象,加速度在短时间内维持在最大值附近。而后,由于初容室内 O₂ 消耗殆尽,且弹体运动比无二次反应的更为剧烈,使初容室内压强下降,单体加速度逐渐减小。而若在燃爆发射发生器中充入充分空气,使 CH₄ 完全燃烧,生成 CO₂ 和 H₂O,燃爆发射产物在相同质量下的物质的量减少,导致其在初容室内产生的压强减小,弹体速度和位移下降。

图 7 是不同初容室长度下弹体加速度变化规律。可以看出,扩大初容室容积,可以减缓气体扩散速率,从而降低二次反应剧烈程度,使弹体加速度上升速率减慢,且弹体加速度峰值最大减小 5%。

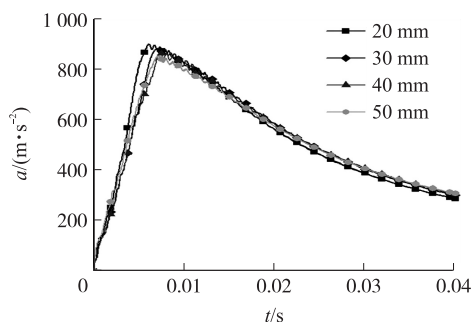


图7 不同初容室长度下弹体加速度曲线

Fig.7 Acceleration curves of projectile body under different initial chamber lengths

4 结束语

建立了含二次反应和移动边界的燃爆发射数学模型,采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型、有限速率/涡耗散模型以及域动分层动网格技术对初容室二次反应现象进行了数值模拟,通过与实验室数据对比,验证了本文采用的数值方法。

二次反应使相同时刻初容室最高温度相差 1 300 K 左右,且温度上升速率加快。在 $t = 20$ ms 时刻, O_2 耗尽,初容室温度达到峰值。由于二次反应,弹体在更短的时间内获得更大的加速度,且加速度短时间内维持在峰值附近,使得弹体在更短的时间内获得更大的速度与位移。

扩大初容室容积,可以减缓弹体加速度上升速度,且弹体加速度峰值减小,可以在一定程度上缓解弹体负载过大的问题。

参考文献

- [1] 陈钰方. 甲烷扩散火焰在高温环境中燃烧特性的研究[D]. 广州:广东工业大学,2019.
CHEN Yufang. Study on the characteristics of methane no-premixed flame in the high-temperature environment [D]. Guangzhou: Guangdong University of Technology, 2019. (in Chinese)
- [2] 陈亚军. 导弹燃气弹射内弹道数值模拟与参数设计[D]. 马鞍山:安徽工业大学,2017.
CHEN Yajun. Numerical simulation and parameter design on missile gas-ejection interior ballistic [D]. Ma'anshan: Anhui University of Technology, 2017. (in Chinese)
- [3] 张光喜,周为民,张钢锤,等. 固体火箭发动机尾焰流场特性研究[J]. 固体火箭技术,2008,31(1):19-23.
ZHANG Guangxi, ZHOU Weimin, ZHANG Gangchui, et al. Study on characteristics of flow field in exhaust plume for SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(1): 19-23. (in Chinese)
- [4] GALITSEYSKIY K B. Modeling afterburning of high-speed turbulent jets [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2006, 42(2): 125-130.
- [5] LUAN Y T, CHYOU Y, WANG T. Numerical analysis of gasification

perform via finite-rate model in a cross-type two-stage gasifier [J]. International Journal of Heat and Transfer, 2013, 57(2): 558-566.

- [6] JIANG Yi, MA Yanli, WANG Weichen, et al. Inhibition effect of water injection on afterburning of rocket motor exhaust plume [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 653-659.
- [7] 冯喜平,刘洋,任全彬,等. 基于 King 模型的含硼富燃燃气燃烧模拟[J]. 固体火箭技术,2014,37(2):209-213.
FENG Xiping, LIU Yang, REN Quanbin, et al. Simulation of fuel-rich gas combustion with the King model [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(2): 209-213. (in Chinese)
- [8] 史增凯,席文雄,金星,等. 甲烷二次燃烧自点火影响机理数值研究[J]. 弹箭与制导学报,2019,39(1):143-146.
SHI Zengkai, XI Wenxiong, JIN Xing, et al. Numerical study of methane auto-ignition mechanism in secondary combustion [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(1): 143-146. (in Chinese)
- [9] 李仁凤,乐贵高,马大为. 燃烧产物特性对燃气弹射内弹道与载荷的影响研究[J]. 兵工学报,2016,37(2):245-252.
LI Renfeng, LE Guigao, MA Dawei. The influence of combustion product properties on gas-ejection interior ballistic and load characteristics [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(2): 245-252. (in Chinese)
- [10] 胡晓磊,乐贵高,马大为,等. 环形腔对燃气弹射初容室二次燃烧影响数值研究[J]. 兵工学报,2015,36(6):1024-1032.
HU Xiaolei, LE Guigao, MA Dawei, et al. The influence of annular cavity on secondary combustion of gas-ejection initial cavity [J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(6): 1024-1032. (in Chinese)
- [11] 高凯,周成康,邓科,等. 同心筒内二次燃烧对导弹运动的影响分析[J]. 导弹与航天运载技术,2014(2):23-26.
GAO Kai, ZHOU Chengkang, DENG Ke, et al. Influence on missile's movement of post-combustion in concentric canister launcher [J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(2): 23-26. (in Chinese)
- [12] 胡晓磊,郭佳肆,李仁凤,等. 二次燃烧对燃气弹射内弹道影响三维数值研究[J]. 弹道学报,2020,32(2):67-73.
HU Xiaolei, GUO Jiayi, LI Renfeng, et al. Three-dimensional numerical simulation of secondary combustion influence on gas-ejection interior ballistics [J]. Journal of Ballistics, 2020, 32(2): 67-73. (in Chinese)
- [13] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
ZHOU Lixing. Multiphase turbulence reaction of fluid mechanics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [14] 陈永良. 湍流非预混火焰的涡团耗散模型进一步改进[D]. 厦门:厦门大学,2020.
CHEN Yongliang. Further development of the eddy dissipation model for turbulent non-premixed flame [D]. Xiamen: Xiamen University, 2020. (in Chinese)
- [15] 杜尧. 开口缸气动弹射装置动力学分析与优化[D]. 南京:南京理工大学,2017.
DU Yao. Dynamic analysis and optimization of open cylinder pneumatic ejection device [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)
- [16] 胡晓磊,乐贵高,李仁凤,等. 燃气弹射发射筒内燃气-空气二次燃烧现象研究[J]. 弹道学报,2014,26(4):76-81.
HU Xiaolei, LE Guigao, LI Renfeng, et al. Study on secondary combustion of jet-flow and air inner tube of gas ejection launcher [J]. Journal of Ballistics, 2014, 26(4): 76-81. (in Chinese)