

低温燃气弹射内弹道影响因素的数值研究

李恩义, 乐贵高, 马大为, 谢贲学

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 针对某低温燃气式弹射装置,建立简化二次燃烧物理模型,采用重整化群 $k-\epsilon$ 湍流模型模拟流场流动,以有限速率/涡耗散燃烧模型模拟气相燃烧、以域动分层法动网格更新技术模拟导弹运动,数值分析得到了发射筒内载荷与内弹道特性。结果表明:在满足内弹道设计要求的条件下,燃气发生器喷管入口总温包络区间为 0.538~1.231,且随着总温的增加,二次反应时间和导弹出筒时间减小,导弹出筒速度增加;发射筒内氧气质量分数包络区间为 0.07~0.30,且随着氧气质量分数的增加,二次反应发生时间和导弹出筒时间提前,导弹出筒速度增加。研究结果可为低温燃气式弹射内弹道分析和结构设计提供理论基础。

关 键 词: 低温燃气弹射; 二次燃烧; 总温; 氧气质量分数; 内弹道

中图分类号: V438

文献标志码: A

Numerical study on factors of interior ballistic for low-temperature gas-ejection

LI Enyi, LE Guigao, MA Dawei, XIE Benxue

(School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Regarding a low-temperature gas ejection mechanism, a simplified physical model of the secondary combustion was established, a renormalization group $k-\epsilon$ turbulence model was adopted to simulate the flow-field, and a finite rate/eddy dissipation model was used to simulate the gas phase combustion, meanwhile a dynamic mesh update method was employed to update the missile movement; the launch canister within the load and the interior ballistic properties were obtained through numerical analysis. Results show that: if the interior ballistic design condition is met, the range of the total temperature in the entrance section of the nozzle of gas generator is 0.538—1.231, and the time of secondary reaction and the time out of the barrel decreases with the rise of the total temperature, and the exit velocity increases accordingly. The range of the oxygen mass fraction of the launch canister is 0.07—0.30, and the begin time of secondary reaction and out of the canister of time decreases with the increase of the oxygen mass fraction, and the exit velocity increases with the increase of the oxygen mass fraction. Research results can be used as a reference for the interior ballistic and device structure.

Key words: low-temperature gas-ejection; secondary combustion; total temperature; oxygen mass fraction; interior ballistic

收稿日期: 2016-03-06

基金项目: 预先研究项目(403050102)

作者简介: 李恩义(1988—),男,博士生,研究方向为燃气射流计算动力学。

引用格式: 李恩义,乐贵高,马大为,等. 低温燃气弹射内弹道影响因素的数值研究[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1296-1306. LI Enyi, LE Guigao, MA Dawei, et al. Numerical study on factors of interior ballistic for low-temperature gas-ejection[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1296-1306.

弹射技术具有提高武器系统性能,增加导弹射程,简化发射阵地,改善发射环境,减少地面车辆,便于实现设备自动化的优点^[1],在导弹发射中得到广泛应用。传统燃气式弹射系统^[2-3],缺点是产生的高达 2000℃左右的高温燃气对弹体底部、发射筒壁和适配器烧蚀严重,危害材料机械性能。低温燃气式弹射^[4]系统,减小了燃气对发射设备的威胁,提高了快速反应与机动发射的能力,更好地适应了现代战争快速机动的特点。然而,射流中仍含有大量可燃气体,与发射筒内氧气发生二次燃烧现象^[5-7],增大发射筒内部压力,并出现“双峰”现象,影响弹射装置内弹道参数,因此在数值模拟中必须要考虑到二次燃烧。针对二次燃烧现象,可采用有限速率/涡耗散模型进行研究。Guessab 等^[8]采用有限速率/涡耗散模型分析了非预混甲烷燃烧过程,数值模拟结果与试验结果吻合良好。Guo 等^[9]采用有限速率/涡耗散模型研究了煤粉燃烧中湍流和化学动力相互作用对 NO 的生成速率的影响。FU Debin^[10]采用有限速率/涡耗散模型处理化学反应中组分,数值模拟结果表明压比和二次燃烧很大程度上影响了欠膨胀射流结构。Frassoldatl 等^[11]采用有限速率/涡耗散模型模拟无焰燃烧,以达到优化结构,降低火焰温度的目的。凌文辉^[12]采用有限速率/涡耗散模型计算了冲压发动机燃烧室内部热释放率、压力随时间变化曲线,依照瑞利准则分析了发动机燃烧不稳定性机理。冯喜平等^[13]采用有限速率/涡耗散模型研究了含硼复燃燃气二次燃烧过程,结果表明该模型能够很好地预测二次燃烧流场压力参数。胡晓磊等^[14]在对二次燃烧数值模拟与试验对比的基础上,分析了同心筒燃气含化学反应的流动特点及导流板结构对弹体的影响。

本文以低温燃气弹射装置为物理模型,采用有限速率/涡耗散模型模拟二次燃烧现象,采用动态分层法模拟导弹运动,研究了筒内流场载荷以及内弹道特性,得到不同总温、不同氧气质量分数下满足内弹道设计要求的包络区间,为弹射内弹道和动力装置结构设计提供参考。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

燃气弹射系统包括燃气发生器、发射筒、导流锥、底座和尾罩等,如图 1 所示,图中 A 点为数值模拟所选取的监测点,也是试验测量点。

1.2 控制方程

对于燃气弹射装置初容室内流动、传热传质、化学反应流场,气体控制方程在笛卡儿坐标系下的通用形式为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + H \quad (1)$$

式中

$$\begin{aligned} Q &= [\bar{e}_g \quad \bar{e}_g \bar{u} \quad \bar{e}_g \bar{v} \quad \bar{e}_g \bar{e} \quad \bar{e}_g \bar{Y}_i]^T \\ E &= [\bar{e}_g \bar{u} \quad \bar{e}_g \bar{u}^2 + \bar{e}_g \bar{u} \bar{v} \quad \bar{u}(\bar{e}_g \bar{e} + \bar{p}) \quad \bar{e}_g \bar{u} \bar{Y}_i]^T \\ F &= [\bar{e}_g \bar{v} \quad \bar{e}_g \bar{u} \bar{v} + \bar{e}_g \bar{v}^2 \quad \bar{v}(\bar{e}_g \bar{e} + \bar{p}) \quad \bar{e}_g \bar{v} \bar{Y}_i]^T \\ E_v &= [0 \quad \bar{\tau}_{xx} \quad \bar{\tau}_{xy} \quad \bar{u} \bar{\tau}_{xy} + \bar{v} \bar{\tau}_{xy} - \bar{q}_x \quad -\bar{e}_g \bar{u}_i \bar{Y}_i]^T \\ F_v &= [0 \quad \bar{\tau}_{yy} \quad \bar{\tau}_{xy} \quad \bar{u} \bar{\tau}_{xy} + \bar{v} \bar{\tau}_{xy} - \bar{q}_y \quad -\bar{e}_g \bar{v}_i \bar{Y}_i]^T \\ H &= [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \bar{\omega}]^T \end{aligned}$$

具体符号意义参见文献[15]。

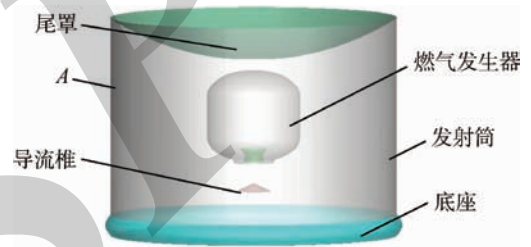


图 1 燃气弹射装置结构示意图

Fig. 1 Sketch of gas-ejection launcher

1.3 湍流模型和数值离散格式

湍流模型选取可以很好处理高应变率和流线弯曲程度较大流动的重整化群 $k-\epsilon$ 模型^[16]。由于,重整化群 $k-\epsilon$ 模型是高雷诺数模型,考虑到近壁区域流动影响,采用标准壁面函数法。

基于有限体积法离散控制方程,压力-速度耦合求解格式采用 Fractional step 格式^[17],动量方程项离散格式选用 2 阶迎风格式,压力梯度项离散格式采用 Standard 格式离散,湍流输运方程的离散格式采用 1 阶迎风格式。

1.4 有限速率/涡耗散模型

有限速率模型使用 Arrhenius 公式计算化学源项,忽略了湍流脉动影响。

$$R_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_r} \hat{R}_{i,r} \quad (2)$$

$$\hat{R}_{i,r} = (v''_{i,r} - v'_{i,r}) \cdot$$

$$\left[(k_{i,r} \prod_{j=1}^{N_r} (C_{j,r}) \eta'_{j,r} - k_{b,r} \prod_{j=1}^{N_r} (C_{j,r}) \eta''_{j,r}) \right] \quad (3)$$

$$k_{i,r} = A_r T_r^{\beta_r} e^{-E_r/RT} \quad (4)$$

$$k_{b,r} = k_{i,r} / K_r \quad (5)$$

忽略化学动力学速率的一种湍流-化学反应相互作用模型,称之为涡耗散模型,其反应速率由大尺度涡混合时间尺度 k/ϵ 控制.

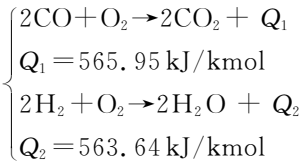
$$R_{i,r}^{(r)} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\epsilon}{k} \min \left(\frac{Y_r}{v'_{r,r} M_{w,r}} \right) \tag{6}$$

$$R_{i,r}^{(p)} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\epsilon}{k} \frac{\sum Y_p}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}} \tag{7}$$

$$R_{i,r} = \min (R_{i,r}^{(r)}, R_{i,r}^{(p)}) \tag{8}$$

式(2)~式(8)中表达式具体含义可参见文献[18].

本文气相组分燃烧模型采用文献[13]中 CO/H₂ 燃烧模型



1.5 导弹运动规律

导弹弹射过程中沿着发射筒轴线向上运动. 轴线方向上导弹受到重力、燃气推力和摩擦力. 导弹加速度根据牛顿第二定律进行计算,合力公式采用

$$F = F_{\text{gas}} - Mg - F_{\text{m}} \tag{9}$$

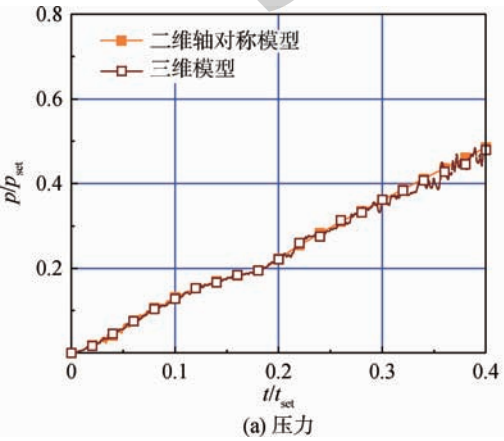
式中 F_{gas} 为燃气推力, g 为重力加速度, F_{m} 为摩擦力, M 为导弹的质量.

t 时刻的导弹沿轴线方向的速度 v_t 和位移 l_t 分别由下式求得,式中 Δt 为时间步长.

$$v_t = v_{t-\Delta t} + (F/M)\Delta t \tag{10}$$

$$l_t = l_{t-\Delta t} + v_t \cdot \Delta t \tag{11}$$

式(10)和式(11)分别给出导弹在某一时刻的运动速度和位移,采用域动分层动网格技术[19]对网格进行更新. 在导弹弹射过程中,导弹尾罩为运动边界,其他为静止边界.



2 数值方法验证

2.1 二维轴对称和三维模型计算结果对比

为分析二维轴对称和三维模型对计算结果的影响,分别建立了二维轴对称和三维流动模型,其网格模型如图 2,模拟低温推进剂燃气弹射过程,并将两种模型的载荷进行了对比. 为此,分别提取 A 点压力 (p/p_{set}) 和温度 (T/T_{set}) 随时间 (t/t_{set}) 变化曲线进行对比,如图 3 所示. 文中对变量进行了无量纲化的处理,其中下标 set 表示相应变量的参考值. 由曲线对比可见,在 $0 \sim 0.4$ 时间段内,二维轴对称模型计算得到的压力和温度曲线变化平稳,而三维模型下的压力和温度曲线稍有波动. 这可能是由于三维流动模型网格较粗造成较大数值耗散引起的.

通过对比二维轴对称模型和三维模型的载荷特性可知,二维轴对称模型的计算结果与三维模型相差较小,采用二维轴对称模型可以代替三维模型的方法合理. 因此,下文若无特别说明均采用二维轴对称模型计算低温推进剂燃气弹射流场和载荷特性.

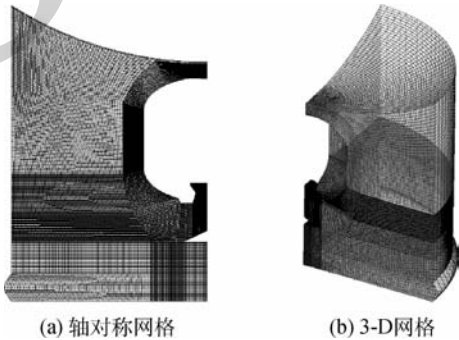


图 2 轴对称和 3-D 网格模型

Fig. 2 Axial symmetry and 3-D mesh model

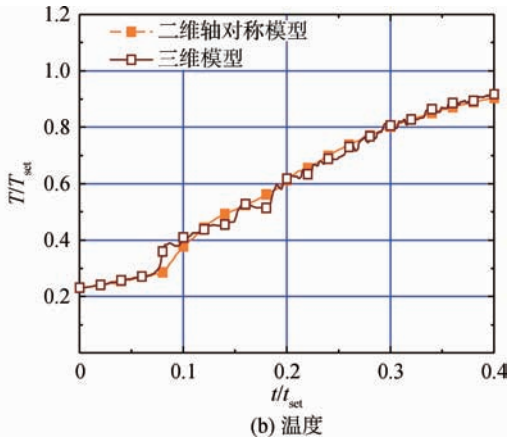


图 3 轴对称和 3-D 网格模型的压力、温度对比

Fig. 3 Contrast of pressure and temperature on axial symmetry and 3-D mesh model

2.2 网格无关性检验

针对网格无关性检验,本文建立了 3 种网格密度下的流动模型,分别为 10.2 万网格、6.7 万网格和 2.2 万网格.提取 A 点压力和温度载荷作为比较对象,结果如图 4 所示.

由图 4(a)可见,3 种网格数量下 A 点压力具有相同的趋势,相对误差不超过 3%.由图 4(b)中 3 种网格下 A 点温度随时间变化曲线对比可见,网格数量对 A 点的温度产生较大影响.2.2 万网格的计算结果明显低于 10.2 万和 6.7 万的值,这是由于稀疏网格在计算过程中产生数值耗散引起的.从 10.2 万网格和 6.7 万网格结果对比可见,两者最大误差为 1%.虽然网格数量越大越能够得到更加精确的计算结果,但是综合考虑计算效率和计算精度,6.7 万网格已满足工程需要,因此选用 6.7 万网格分析发射筒内二次反应流场、载荷和内弹道特性.

2.3 数值验证

为了验证数值方法的正确性和有效性,将 A 点数值计算压力和温度与试验值进行对比,如图 5 所示.可见,数值计算获得压力和温度与试验值吻合较好.

在图 5(a)中,数值计算和试验测量压力变化趋势相同,即先上升后下降,再上升,最后下降.同时可以看出,试验测得的第 1 个压力峰值为 0.82,而数值结果的第 1 个压力峰值为 0.84,误差为 2.4%;试验测得的第 2 个压力峰值为 0.77,计算值为 0.78,误差为 1.3%.在图 5(b)中,数值计算得到的结果与试验测量的结果都是先上升,然后下降.试验测得的 A 点温度峰值为 1.296,计算的温度峰值为 1.32,两者温度峰值误差为 1.8%.计算结果与试验结果误差较小,趋势一致,表明文中采用的二维轴对称流动模型和数值方法满足工程需要,可用于分析低温推进燃气弹射发射筒内二次反应流场、载荷和内弹道特性.

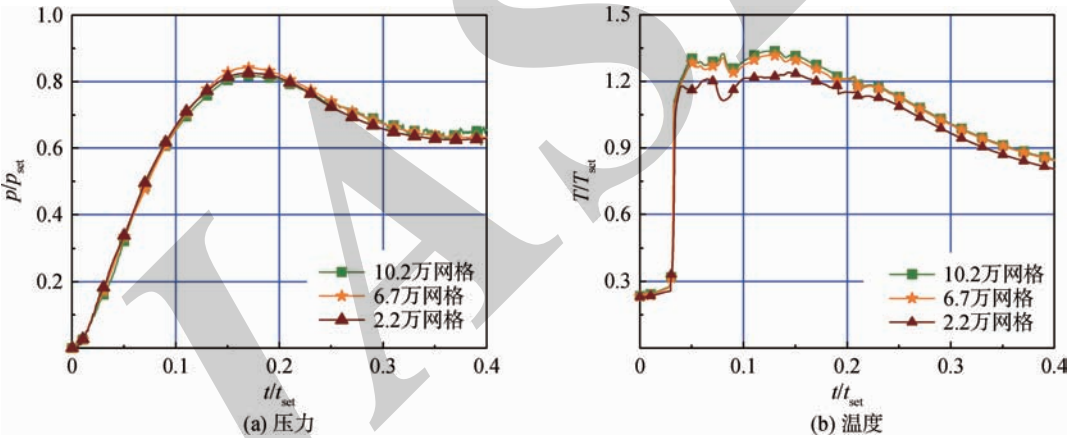


图 4 3 种网格数量的压力及温度对比

Fig. 4 Comparison of pressure and temperature on three kinds of grid number

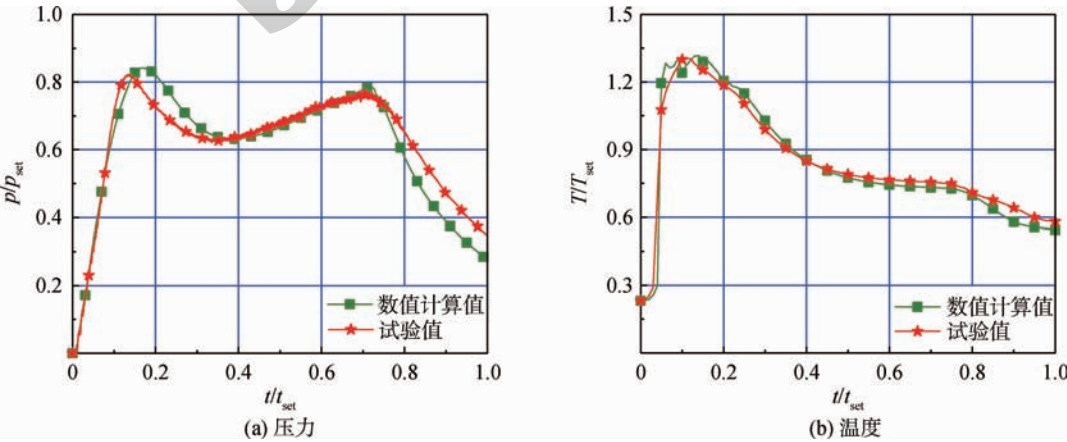


图 5 计算值和试验值对比

Fig. 5 Comparison of the calculated and experimental value

3 燃气总温对内弹道的影响

为研究燃气总温对低温推进剂燃气弹射载荷和内弹道的影响,分别建立了喷管入口总温为 0.538,0.846,1.000,1.154 和 1.231 的 5 种算例的弹射流场数值模型,并分析 5 种算例的载荷和内弹道变化规律.

3.1 流场分析

图 6~图 9 分别为 0.1 时刻,5 种算例的筒内流场压力、温度、速度和燃烧后氧气质量分数 ($w_{O_2,c}$) 分布云图.从图 6(a)~图 6(e) 压力云图对比可见,随着喷管入口总温升高,筒内燃气压力小幅度增加.从图 7(a)~图 7(e) 温度云图对比可见,随着喷管入口总温的增加,筒内已燃区范围逐渐增大.从图 8(a)~图 8(e) 速度云图对比可见,燃气经过导流锥的整流作用,沿着底座和发射筒壁面扩

散.从燃气速度值可见,提高喷管入口燃气总温对筒内燃气速度影响较小.从图 9(a)~图 9(e) 氧气质量分数分布云图对比可见,随着喷管入口燃气总温的增加,筒内氧气质量分数分布范围逐渐缩小.

3.2 载荷特性分析

图 10 为 5 种算例的监测点(即图 1 中 A 点)压力和温度随时间变化曲线.表 1 为 5 种算例的监测点压力峰值数据对比.

从图 10(a)和表 1 可见,5 种算例的监测点压力都存在“双峰”现象,且第 1 个压力峰值大于第 2 个压力峰值.随着喷管入口燃气总温的增加,第 1 个和第 2 个压力峰值逐渐逼近.喷管入口总温为 0.538 时,第 1 个压力峰值为 0.823 0,第 2 个压力峰值为 0.634 9;喷管入口总温为 1.231 时,第 1 个压力峰值为 0.836 4,第 2 个压力峰值为 0.810 4.由此可见,喷管入口总温对筒内第 1 个压

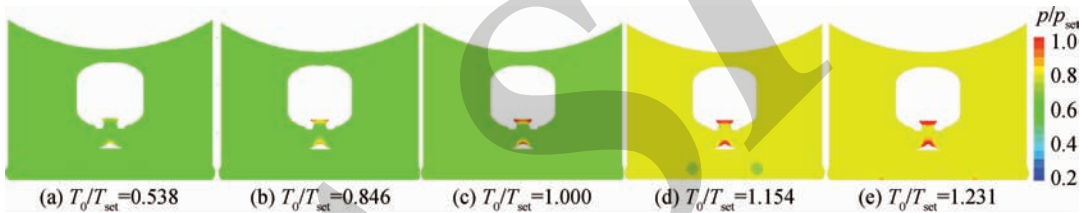


图 6 5 种算例的压力云图
Fig. 6 Five examples of pressure contours

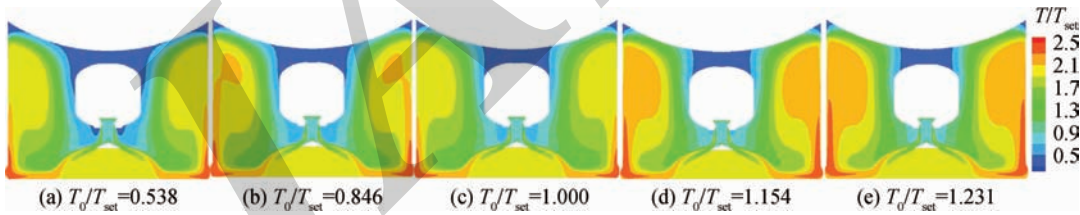


图 7 5 种算例的温度云图
Fig. 7 Five examples of temperature contours

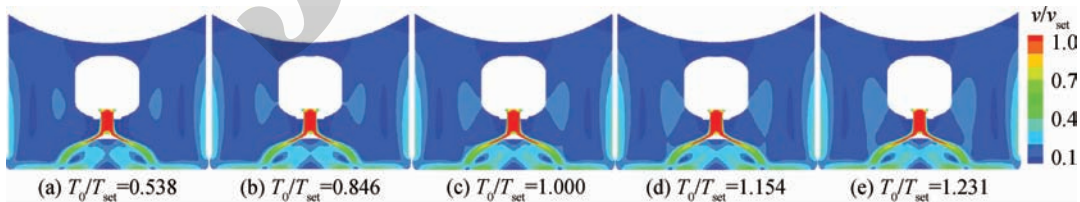


图 8 5 种算例的速度云图
Fig. 8 Five examples of velocity contours

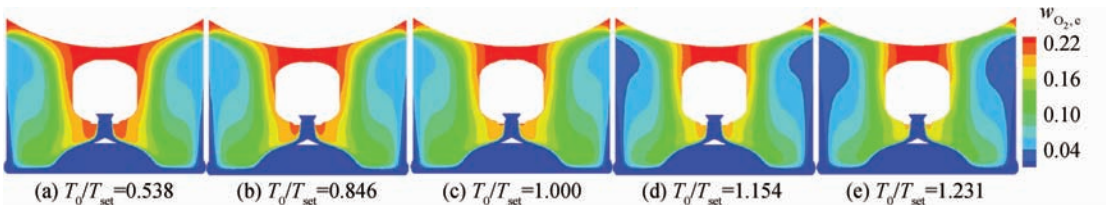


图 9 5 种算例的燃烧后氧气质量分数云图
Fig. 9 Five examples of oxygen mass fraction contours after combustion

力峰值影响较小,对第 2 个压力峰值影响较大.这是由于第 1 个压力峰值与二次反应相关,第 2 个压力峰值与燃气的内能有关.喷管入口总温升高时,筒内燃气内能增大,第 2 个压力峰值也相应较高.从图 10(b)可见,喷管入口总温增加时,在二次反应阶段温度相差较小,但在欠氧膨胀阶段变化温度增加显著.由此可见,燃气总温对欠氧膨胀阶段载荷影响较大.

3.3 内弹道特性分析

图 11 为 5 种算例的导弹位移(l/l_{set})、加速度(a/a_{set})和速度(v/v_{set})随时间变化曲线对比.图 12 为 5 种算例的导弹出筒参数对比.表 2 为 5 种算例弹射内弹道数据对比,表中 t_a 为最大加速度时刻.由图 11(a)、图 12 和表 2 可见,随着喷管入口燃气总温的增加,导弹的出筒时间逐渐缩短.喷管入口总温为 0.538 时,导弹出筒时间为 1.0035;

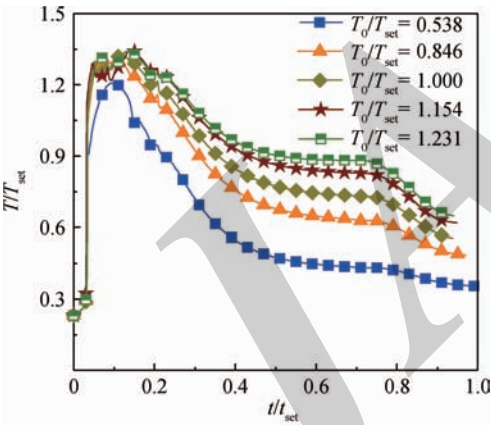
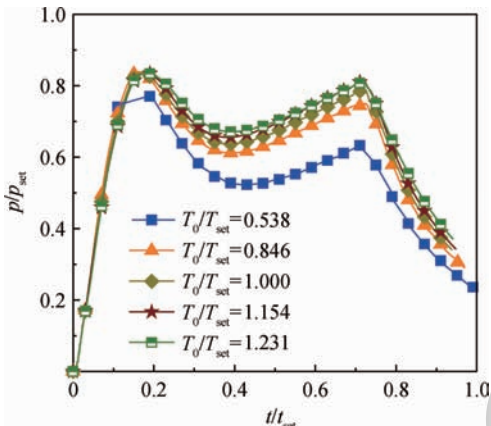


图 10 不同总温下压力、温度的变化曲线
Fig. 10 Variation curves of pressure and temperature under different total temperatures

表 1 不同总温下压力峰值数据对比

T_0/T_{set}	第 1 个压力峰值		第 2 个压力峰值	
	t/t_{set}	p/p_{set}	t/t_{set}	p/p_{set}
0.538	0.1486	0.8230	0.7180	0.6349
0.846	0.1619	0.8395	0.7238	0.7518
1.000	0.1699	0.8367	0.7204	0.7876
1.154	0.1857	0.8346	0.7194	0.8102
1.231	0.1857	0.8346	0.7196	0.8104

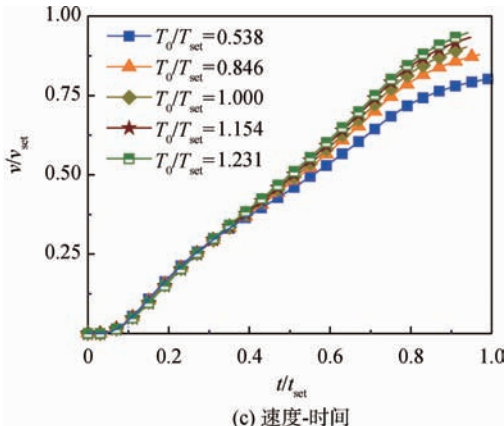
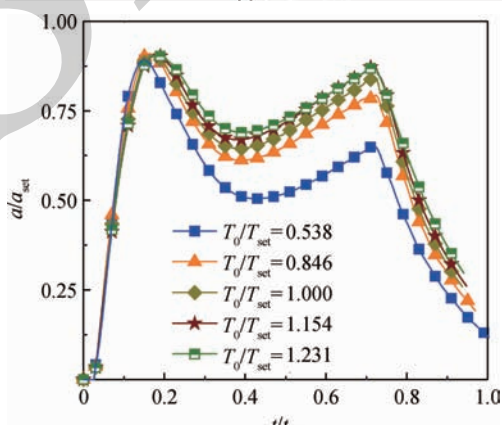
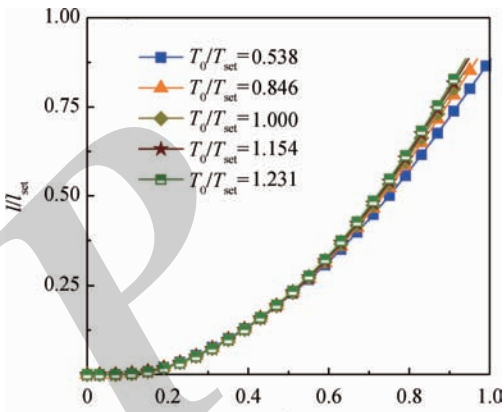


图 11 不同总温下位移、加速度及速度的变化曲线
Fig. 11 Variation curves of displacement, acceleration and velocity under different total temperatures

喷管入口总温为 1.231 时,导弹出筒时间为 0.9407。由此可见,喷管入口总温每增加 0.077,导弹出筒时间平均缩短 0.007。从图 11(b)和表 2 可见,随着喷管入口总温的增加,第 1 个加速度峰值均在 0.9 附近;而第 2 个加速度峰值随着总温的增加逐渐增大。由图 11(c)、图 12 和表 2 可见,随着喷管入口总温的增加,导弹出筒速度逐渐增加。燃气增温为 0.538 时,导弹出筒速度为 0.804;燃气总温为 1.231 时,导弹出筒速度为 0.948。由此可见,燃气总温每增加 0.077,导弹出筒速度平均增加 0.018。

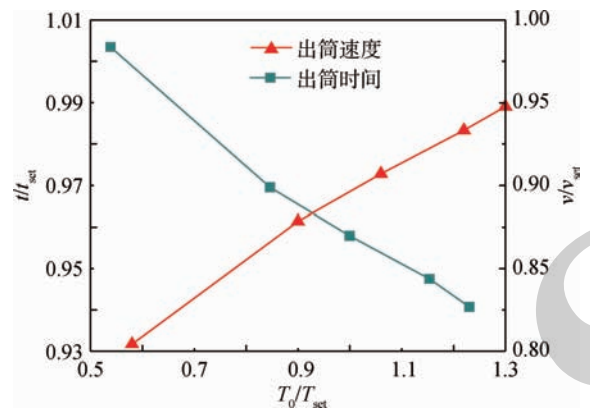


图 12 不同总温下速度及时间的对比
Fig. 12 Comparison of velocity and time under different total temperatures

表 2 不同总温下内弹道数据对比 Table 2 Comparison of the interior ballistic under different total temperatures				
T_0/T_{set}	t/t_{set}	v/v_{set}	t_a/t_{set}	a/a_{set}
0.538	1.0035	0.8042	0.1492	0.8892
0.846	0.9695	0.8785	0.1624	0.9123
1.000	0.9579	0.9070	0.1708	0.9070
1.154	0.9475	0.9334	0.1824	0.9038
1.231	0.9407	0.9477	0.1840	0.9035

根据该型号装备内弹道设计要求,导弹出筒速度在 0.8~1.0 范围内,导弹在发射筒内加速度不大于 1.0。可知,燃气总温在 0.538~1.231 时,满足弹射内弹道设计要求。喷管入口总温每增加 0.077,二次反应结束时间平均提前 0.002,导弹出筒时间平均缩短 0.007,导弹出筒速度平均增加 0.018,而筒内的压力峰值和加速度峰值变化较小。由此可见,喷管入口总温的变化对复燃二次反应阶段影响较小,对欠氧膨胀阶段影响较大。

结合整个弹射过程温度场变化规律可以看出,在 0.1~0.3 时间段内,从燃气发生器喷出的

高温燃气射流受到发射筒结构的限制,沿着底座和发射筒壁面发生二次反应,形成已燃区;随着燃气的持续喷入,高温已燃区前缘与未燃区的接触区域发生热量交换和质量交换,并将未燃区的空气卷吸进入已燃区。当接触区域的未燃区燃气达到二次反应条件时,发生二次反应,使得未燃区温度升高。综上所述,在二次反应阶段,二次燃烧对筒内温度增加的影响大于燃气总温烧对筒内温度增加的影响;在欠氧膨胀阶段,氧气燃烧殆尽,无二次燃烧释放热量,筒内温度取决于燃气总温的大小。

4 发射筒内氧气质量分数对内弹道的影响

为了研究发射筒内氧气质量分数对弹射内弹道的影响,分别选取初始状态下 5 种不用氧气质量分数(w_{O_2})为 0.07,0.10,0.15,0.23 和 0.30 的算例进行分析,获得预设内弹道要求下,燃烧后筒内氧气质量分数的包络区间。

4.1 流场分析

图 13~图 16 分别为 0.1 时刻,5 种不同氧气质量分数下,发射筒内压力、温度、速度和燃烧后氧气质量分数分布云图。从图 13(a)~图 13(e)中 5 种不同氧气质量分数下压力云图对比可见,随着发射筒内氧气质量分数的增加,流场压力逐渐增大。从图 14(a)~图 14(e)中 5 种不同氧气质量分数下温度云图对比可见,随着筒内氧气质量分数的增加,发射筒内流场已燃区范围逐渐扩大,并且温度升高。从图 15(a)~图 15(e)中 5 种不同氧气质量分数下速度云图对比可见,筒内燃气速度相差不大。从图 16(a)~图 16(e)中 5 种不同氧气质量分数下燃烧后筒内氧气质量分数分布云图可见,随着筒内氧气质量分数的增加,燃气发生器周围的氧气质量分数逐渐增加。当 0.1 时刻,5 种不同氧气质量分数下发射筒内体积相差较小,根据 Arrhenius 定律可知,氧气质量分数越高,反应速率越快,释放的能量越大,发射筒内温度越高,已燃区范围越大,发射筒内压力也相应越大。

4.2 载荷特性分析

图 17 为 5 种不同氧气质量分数下,筒内监测点压力和温度随时间变化曲线。表 3 为 5 种不同氧气质量分数下峰值压力数据对比。

从图 17(a)可见,当氧气质量分数小于 0.23 时,第 1 个压力峰值小于第 2 个压力峰值;氧气质

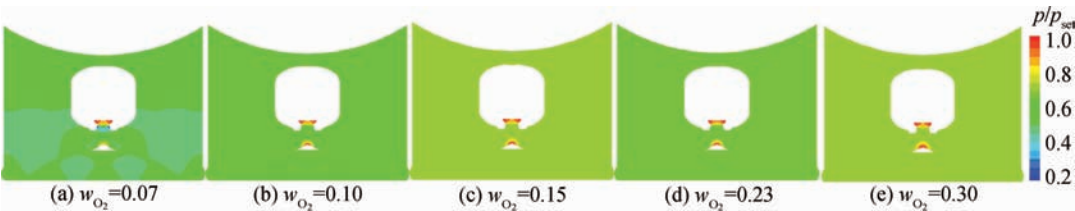


图 13 5 种不同氧气质量分数的压力云图

Fig. 13 Pressure contours of five different oxygen mass fractions

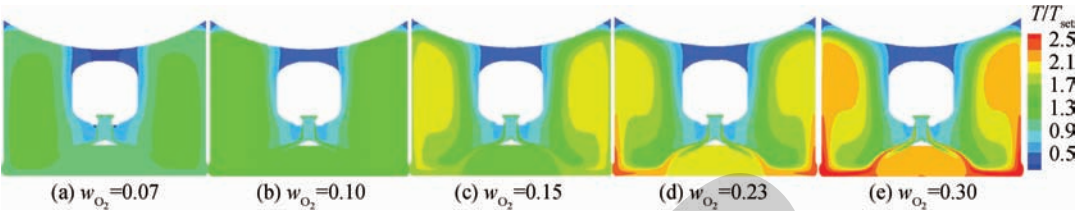


图 14 5 种不同氧气质量分数的温度云图

Fig. 14 Temperature contours of five different oxygen mass fractions

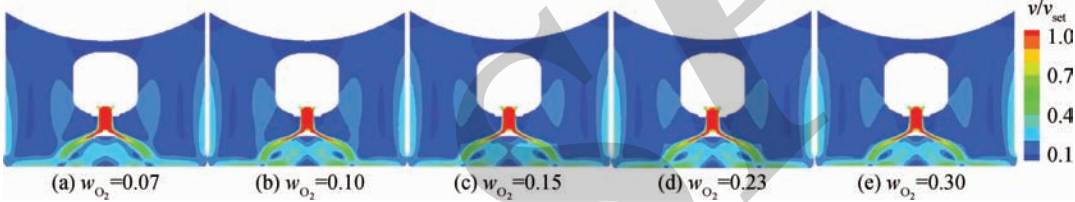


图 15 5 种不同氧气质量分数的速度云图

Fig. 15 Velocity contours of five different oxygen mass fractions

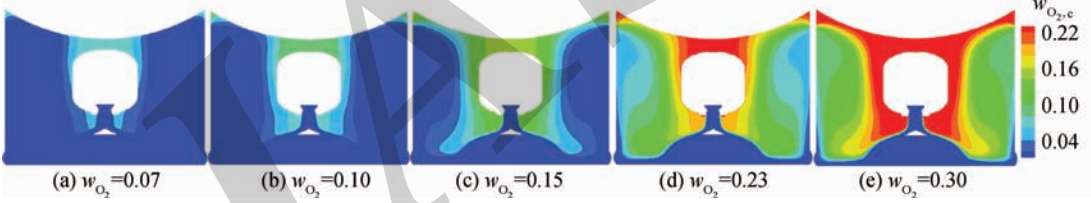


图 16 5 种不同氧气质量分数的燃烧后氧气质量分数云图

Fig. 16 Oxygen mass fraction contours of five different oxygen mass fractions after combustion

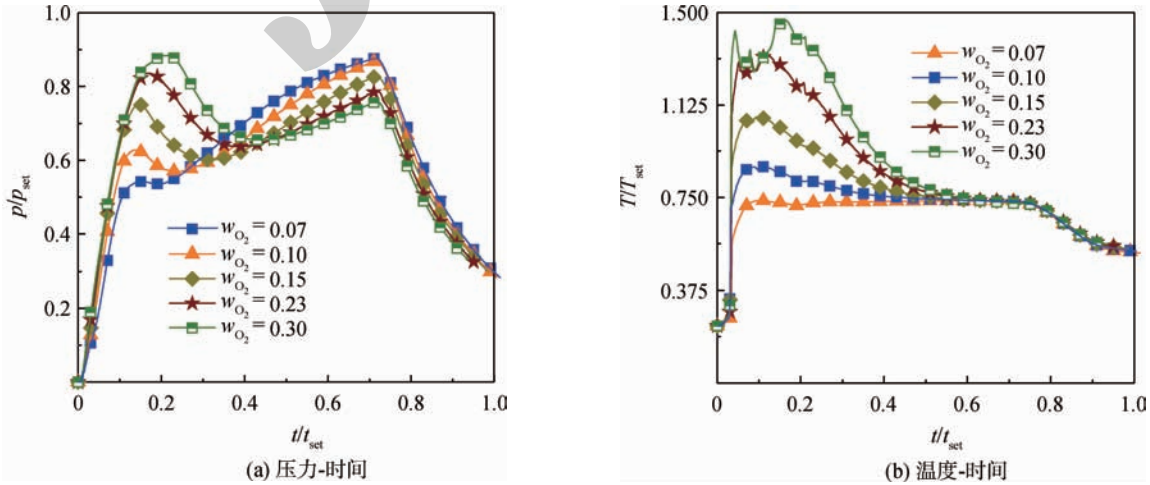


图 17 不同氧气质量分数下压力和温度变化曲线

Fig. 17 Variation curves of pressure and temperature under different oxygen mass fractions

量分数大于等于 0.23 时,第 1 个压力峰值大于第 2 个压力峰值. 这表明,氧气质量分数超过 0.23 时,二次反应产生的压力峰值大于由喷管入口燃气总压产生的压力峰值. 从压力峰值所在的时间可见,随着氧气质量分数的增加,第 1 个压力峰值时间逐渐延迟,而第 2 个压力的峰值时间维持在 0.72 附近. 这是由于第 1 个压力峰值是由二次反应产生,筒内氧气含量较大时,二次反应完成时间推迟,监测点第 1 个压力峰值所在的时间也相应推迟;而第 2 个压力峰值与喷管入口燃气的总压有关,所以第 2 个压力峰值所在的时刻没有发生变化. 从表 3 可见,在氧气质量分数为 0.07~0.30 之间时,筒内氧气质量分数每增加 0.05,第 1 个压力峰值平均增加 0.0769,第 2 个压力峰值平均下降 0.0303. 可见,筒内氧气质量分数对两个压力峰值均影响较大. 从图 17(b)可见,随着筒内氧气质量分数的增加,二次反应阶段的温度峰值逐渐增加. 而在 0.55 时刻以后的欠氧膨胀阶段,5 种算例下的温度曲线相差较小.

表 3 不同氧气质量分数下峰值压力数据对比

Table 3 Comparison between pressure peaks under different oxygen mass fractions

w_{O_2}	第 1 个压力峰值		第 2 个压力峰值	
	t/t_{set}	p/p_{set}	t/t_{set}	p/p_{set}
0.07	0.1416	0.5437	0.7203	0.8896
0.10	0.1432	0.6231	0.7203	0.8702
0.15	0.1475	0.7514	0.7176	0.8295
0.23	0.1708	0.8415	0.7163	0.7853
0.30	0.2184	0.8822	0.7176	0.7559

4.3 内弹道特性分析

图 18 为 5 种算例的导弹位移、加速度和速度随时间变化曲线. 图 19 为导弹出筒参数对比. 表 4 为 5 种不同氧气质量分数下弹射内弹道数据对比. 从图 18(a)、图 19 和表 4 可以看出,随着氧气质量分数的增加,导弹的出筒时间逐渐缩短. 筒内氧气质量分数为 0.07 时,导弹出筒时间为 1.0139;筒内氧气质量分数为 0.30 时,导弹出筒时间为 0.9359. 可见,筒内氧气质量分数每增加 0.05,导弹出筒时间平均提前 0.0177. 从图 10(b)、图 11 和表 4 可以看出,5 种算例下导弹加速度曲线均存在“双峰”现象. 从图 18(c)、图 19 和表 4 可以看出,筒内氧气质量分数为 0.07 时,导弹出筒速度为 0.9011;筒内氧气质量分数为 0.3 时,导弹

出筒速度为 0.9183. 筒内氧气质量分数在 0.07~0.30 之间时,氧气质量分数每增大 0.05,导弹出筒速度平均增加 0.0039.

根据该型号装备内弹道设计要求,导弹出筒速度在 0.8~1.0 范围内,导弹在发射筒内加速度

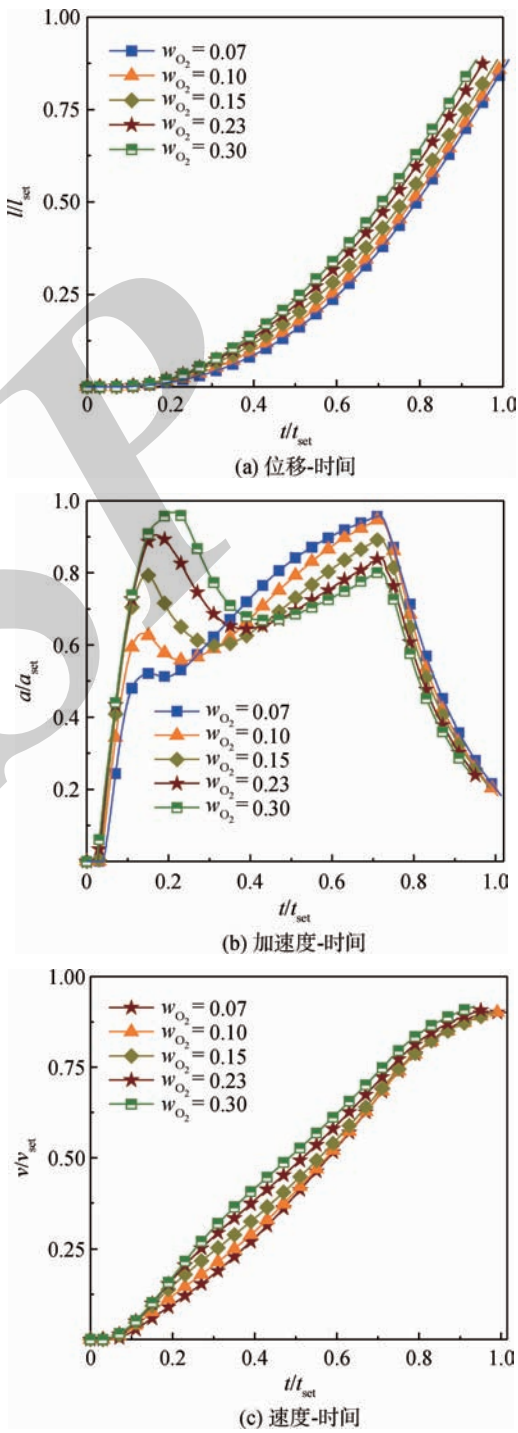


图 18 不同氧气质量分数下位移、加速度及速度的变化曲线

Fig. 18 Variation curves of displacement, acceleration and velocity under different oxygen mass fractions

不大于 1.0. 可知,发射筒内氧气质量分数在 0.07~0.30 之间时,均满足弹射内弹道设计要求. 在此范围内,筒内压力和导弹加速度均存在“双峰”现象. 筒内氧气质量分数每增加 0.05,第 1 个压力峰值平均增加 0.0769,第 2 个压力峰值平均下降 0.0303,筒内二次反应时间提前 0.03 结束,导弹出筒时间平均提前 0.0177,出筒速度平均增加 0.0039.

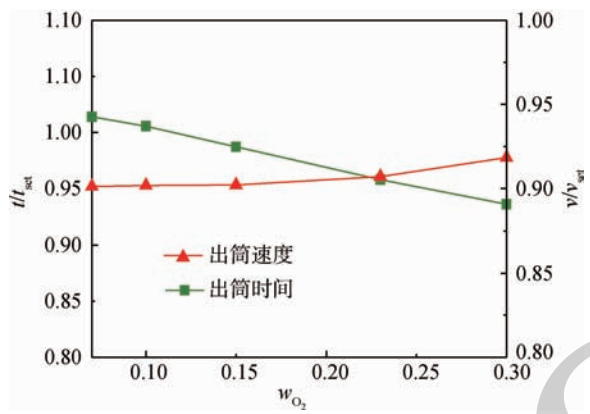


图 19 不同氧气质量分数下速度及时间对比
Fig. 19 Comparison of velocity and time under different oxygen mass fractions

表 4 不同氧气质量分数下内弹道数据对比
Table 4 Comparison of the interior ballistic under different oxygen mass fractions

w_{O_2}	t/t_{set}	v/v_{set}	t_a/t_{set}	a/a_{set}
0.07	1.0139	0.9011	0.7203	0.9667
0.10	1.0055	0.9017	0.71634	0.9478
0.15	0.9871	0.9021	0.7164	0.8933
0.23	0.9579	0.9070	0.1708	0.9120
0.30	0.9359	0.9183	0.2112	0.9670

低温复燃燃气射流从燃气发生器喷管喷出后,发生膨胀和压缩,在导流锥上方形成马赫盘结构. 当遇到导流锥后,在导流锥型面的整流作用下,形成二次射流和激波串. 二次射流或激波串遇到底座时发生分离,燃气射流进入导流锥下方形成逆时针旋涡. 该旋涡将导流锥下方的 O_2 卷吸进入剪切层,在剪切层内与燃气射流掺混,发生二次反应,形成已燃区;另一部分燃气射流沿着底座和发射筒壁面形成顺时针旋涡,该旋涡将已燃燃气带入筒内,形成初始弹射压力. 同时,顺时针方向旋涡将筒内未燃区 O_2 卷吸进入剪切层,继续与新鲜空气发生二次反应. 当导弹位移较小时,筒内已燃区的燃气压力和温度持续增加,形成第 1

个压力峰值和温度峰值. 随着筒内可燃成分化学反应的进一步发展, O_2 质量分数逐渐减小,二次反应逐渐减弱. 当发射筒内 O_2 耗尽时,发射筒内二次反应结束,二次反应阶段终止,进入欠氧膨胀阶段. 伴随着导弹速度的增加,发射筒的空间增大,筒内流场温度和压力开始下降;当单位时间内喷入的燃气压力增加时,筒内压力又开始上升. 当燃气发生器压力达到的峰值时,发射筒内压力也达到最大值,这正是筒内存在第 2 个压力峰值的原因. 结合上文分析和 CO/H_2 燃烧模型,可知当改变氧气质量分数时,由于二次反应释放能量变化进而影响第 1 个压力峰值变化,而对于第 2 个压力峰值影响不大.

5 结 论

- 1) 第 1 个压力峰值与二次反应相关,第 2 个压力峰值与燃气的内能有关. 因此,在不同总温、不同氧气质量分数下,第 1 个压力峰值时间发生变化而第 2 个压力峰值时间不变.
- 2) 设定单一因素变化,满足内弹道设计要求,燃气发生器喷管入口总温包络区间为 0.538~1.231. 在此范围内,筒内压力和加速度曲线都存在“双峰”现象. 喷管入口总温的变化对复燃二次反应阶段影响较小,对欠氧膨胀阶段影响较大. 喷管入口总温每增加 0.077,二次反应结束时间平均提前 0.002,导弹出筒时间平均缩短 0.007,导弹出筒速度平均增加 0.018,而筒内的压力峰值和加速度峰值变化较小.
- 3) 设定单一因素变化,满足内弹道设计要求,发射筒内氧气质量分数包络区间为 0.07~0.30. 在此范围内,筒内压力和导弹加速度均存在“双峰”现象. 筒内氧气质量分数每增加 0.05,第 1 个压力峰值平均增加 0.0769,第 2 个压力峰值平均下降 0.0303,筒内二次反应时间提前 0.03 结束,导弹出筒时间平均提前 0.0177,出筒速度平均增加 0.0039.
- 4) 本文分别分析了 5 种不同总温、氧气质量分数下,流场载荷以及内弹道特性;得到了满足装备内弹道设计要求的总温、氧气质量分数的包络区间,为合理设计结构装置和研究推进剂组分提供了有力依据. 但是,由于二次反应的影响出现“双峰”现象,不利于导弹发射的稳定性和安全性. 为此,可在筒内增加固壁障碍物来抑制二次反应达到削峰目的,实现减小对地载荷和内弹道优化的目的.

参考文献:

[1] 李广裕. 战略导弹弹射技术的发展[J]. 国外导弹与航天运载器, 1990(7): 38-49.
LI Guangyu. The development of strategic missile ejection technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 1990(7): 38-49. (in Chinese)

[2] 芮守祯, 邢玉明. 几种导弹弹射动力系统内弹道性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 766-770.
RUI Shouzheng, XING Yuming. Comparative studies of interior ballistic performance among several missile eject power systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 766-770. (in Chinese)

[3] 袁曾凤. 火箭导弹弹射内弹道学[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1987.

[4] 惠卫华, 鲍福廷, 刘畅. 考虑低燃温燃气发生器试验的弹射器内弹道性能预示[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6): 715-719.
HUI Weihua, BAO Futing, LIU Yang. Performance prediction of the interior trajectory in launch considering experiment of gas-generator in low temperature[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6): 715-719. (in Chinese)

[5] WANG Z, CHEN H, WENG S. Revised Dalton's method for calculation of thermodynamic properties of unsaturated humid air and gas mixture after combustion in humid air turbine cycle[J]. Energy, 2013, 58(3): 594-605.

[6] AHMED M S, MOHAMED H A. Performance characteristics of modified gas turbine cycles with steam injection after combustion exit[J]. International Journal of Energy Research, 2012, 36(15): 1346-1357.

[7] LEWIS B, VON ELBE G. Combustion, flames and explosions of gases[M]. Amsterdam, Holland: Elsevier, 2012.

[8] GUESSAB A, ARIS A, BOUNIF A. Simulation of turbulent piloted methane non-premixed flame based on combination of finite-rate/eddy-dissipation model[J]. Mechanika, 2013, 19(6): 657-664.

[9] GUO Y C, CHAN C K. A multi-fluid model for simulating turbulent gas-particle flow and pulverized coal combustion[J]. Fuel, 2000, 79(12): 1467-1476.

[10] FU Debin. Simulation of under-expanded supersonic jet flows with chemical reactions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 505-513.

[11] FRASSOLDATI A, CUOCI A, FARAVELLI T, et al. Experimental and modeling study of low-NOx industrial burners[J]. Metallurgical Plant and Technology International, 2008, 31(6): 44-46.

[12] 凌文辉. 冲压发动机燃烧不稳定性数值研究[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 161-164.
LING Wenhui. Numerical investigations on the combustion instability for a ramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 161-164. (in Chinese)

[13] 冯喜平, 李海波, 唐金兰, 等. 采用不同气相燃烧模型模拟含硼燃气扩散燃烧过程[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(4): 474-480.
FENG Xiping, LI Haibo, TANG Jinlan, et al. Numerical simulation on boron-based gas diffusion combustion by different gaseous combustion models[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(4): 474-480. (in Chinese)

[14] 胡晓磊, 乐贵高, 马大为, 等. 同心筒发射燃气流二次燃烧数值研究及导流板结构改进[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 62-69.
HU Xiaolei, LE Guigao, MA Dawei, et al. Numerical simulation of secondary combustion gas field in concentric canister launcher and improvement measures of guider[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(1): 62-69. (in Chinese)

[15] JARYMOWYCZ T A, YANG V, KUO K K. Numerical study of solid-fuel combustion under supersonic cross flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 346-353.

[16] CHOW W K. Numerical simulations on thermal plumes with $k-\epsilon$ types[J]. Building and Environment, 2007, 42(8): 2819-2828.

[17] CHANG W, GIRALDO F, PEROT B. Analysis of an exact fractional step method[J]. Journal of Computational Physics, 2002, 180(1): 183-199.

[18] LUAN Y T. Numerical analysis of gasification performance via finite-rate model in a cross-type two-stage gasifier[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 57(2): 558-566.

[19] 姜毅, 郝继光, 傅德彬. 导弹发射过程三维非定常数值模拟[J]. 兵工学报, 2008, 29(8): 911-915.
JIANG Yi, HAO Jiguang, FU Debin. 3D unsteady numerical simulation of missile launching[J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(8): 911-915. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)