

基于导弹压力冲击平滑的燃气弹射装置 环形腔结构参数次序优化*

程洪杰, 陈力, 赵媛, 赵谢

(火箭军工程大学 发射工程教研室, 陕西 西安 710025)

摘要: 针对导弹低燃温弹射压力双波峰冲击的问题, 建立了含二次燃烧和尾罩运动的二维轴对称数值模型, 在与实验数据对比的基础上验证了模型可靠性。研究了环形腔平滑弹底压力曲线的流场机理, 解耦分析了其结构参数对压力冲击平滑效果的影响, 并提出了次序优化的思路。数值结果表明: 环形腔能有效阻挡燃气向上扩散且腔内具有存储氧气的功能, 使二次燃烧沿时间维度展开, 从而平滑弹底压力冲击; 在由初容室空间几何约束确立环形腔布置高度和环形半径后, 以长度作为调控弹底压力曲线的主要结构参数, 收缩或扩张角度作为微调的结构参数, 可使压力曲线逼近理想设计曲线; 布置优化后的环形腔, 加速度峰值减小9.26%, 出筒速度减小4.13%, 出筒时间延长2.5%。

关键词: 燃气弹射; 压力冲击; 环形腔; 内弹道; 流场; 载荷

中图分类号: TJ768 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2019) 02-0241-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180019

Ordinal Optimization of Ring Cavity Structure Parameters for Gas Ejection Device Based on Missile Pressure Impact Smoothness

CHENG Hong-jie, CHEN Li, ZHAO Yuan, ZHAO Xie

(Department of Launch Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: On the basis of comparison with experimental data verifying the reliability of model, two-dimensional axisymmetric numerical model with secondary combustion and trail cover movement was established for double pressure peaks shock of missile low-temperature gas-ejection. The flow field mechanism of the ring cavity smoothing missile bottom pressure curve was studied, and the influence of structural parameters on the pressure impact smoothing effect was analyzed by decoupling, and the idea of ordinal optimization was put forward. The numerical results show that the ring cavity with the function of storage of oxygen can effectively prevent gas from diffusing upward, making the secondary combustion expand along the time dimension, thereby smoothing the impact of missile bottom. After the arrangement height and annular radius of ring cavity are established by geometric constraints of initial chamber space, the length can be taken as the main structural parameters to control the curve of missile bottom pressure, and expansion or contraction of angle as the structure parameter to fine tune, then the pressure curve can approximate the ideal design curve. After arranging the optimal ring cavity, the peak acceleration is reduced by 9.26%, and out of the cylinder speed is reduced by 4.13%, and out of the cylinder time is extended by 2.5%.

Key words: Gas-ejection; Pressure shock; Ring cavity; Interior ballistic; Flow field; Load

* 收稿日期: 2018-01-09; 修订日期: 2018-03-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (51475462)。

作者简介: 程洪杰, 博士, 副教授, 研究领域为导弹发射理论与技术。E-mail: reader201@163.com

通讯作者: 陈力, 硕士, 助理工程师, 研究领域为导弹发射理论与技术。E-mail: 18049505895@163.com

1 引言

传统的车载热发射和井式热发射多采用高温推进剂,具有比冲大和尾焰流场复燃剧烈等特点,因而会对弹体和临近发射单元产生较强的热烧蚀和强冲击效应^[1]。基于改善导弹发射热环境的考虑,McKinis在1981年提出燃气弹射的概念,利用固体燃气发生器产生高速燃气射流,在发射筒内快速建压推动导弹向上运动。由于弹射动力原料仍采用高温推进剂,导弹存在较大的热冲击威胁^[2]。

随着低燃温、高燃速推进剂技术的成熟,使得在1000℃~1500℃、宽压范围(0.1MPa~20MPa)下可以稳定燃烧,相对于传统热发射流场温度的3000K~3500K^[3],极大地改善了发射筒内热环境,被广泛应用于国内外各类导弹发射^[4]。Hegab等^[5]对固体火箭发动机推进剂燃烧特性进行了数值仿真分析,Fu等^[6]和杨育文等^[7]分别对固体发动机欠膨胀射流和尾流场的复燃特性进行了数值研究;在此基础上,胡晓磊等^[8]研究发现低温推进剂燃烧后会产生大量H₂和CO等富燃气体,以射流形式进入发射筒卷吸空气,发生剧烈的非预混二次燃烧,释放大化学能,引起流场温度升高和弹底压力的冲击;李恩义等^[9]和李仁凤等^[10]研究发现发射筒内压力具有双波峰冲击现象,得出压力曲线的初始峰值是由二次燃烧导致,二次压力峰值是由入口燃烧产物峰值导致的结论,并分析了二次燃烧产物对内弹道性能的影响。胡晓磊等^[11]在Fu等^[12]建立的超声速射流化学反应模型基础之上,采用有限速率/涡耗散化学反应模型成功模拟低温燃气弹射的二次燃烧现象,仿真结果与实验数据吻合良好。

针对压力双波峰冲击现象,李仁凤等^[13]分析了发射筒壁面布置环形隔板型障碍物对燃气弹射流场结构和载荷的影响,但未深入研究障碍物结构对流场的影响机理。胡晓磊等^[2]在发射筒内增加腔型障碍物有效缓解了弹底压力冲击,但压力曲线变化仍然不够平缓,同时存在较大的冲量损失,且在弹射过程后期引起了较大的压力振荡和波动。燃气弹射过程的平稳性是导弹重要的战术指标,因而考虑布置环形腔,并分析环形腔结构参数对弹射流场的影响机理,确定一套通用的流程化结构参数优化方法,从而避免盲试以提高设计效率具有重要的工程意义。

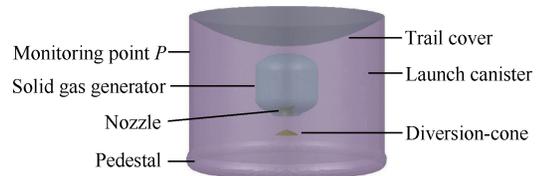
本文以燃气弹射装置为物理对象,采用有限速率/涡耗散模型和RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型,建立包含导弹运动边界的二维轴对称数值模型,研究腔型障碍物

对流场的影响机理,解耦分析4个结构参数对压力冲击平滑效果的影响,并以此确立优化方法,为弹射装置的内弹道优化设计提供参考,为燃气弹射装置在陆机机动发射、井下发射及潜艇水下发射等场合的应用提供借鉴。

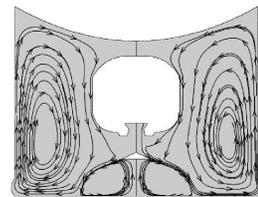
2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

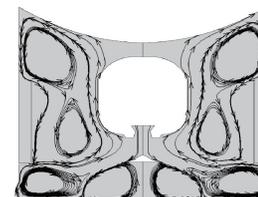
燃气弹射装置主要由固体燃气发生器、导流锥、发射筒、导弹尾罩、底座以及支撑结构组成。其中,固体燃气发生器与导流锥通过文献[14]的导流架形式连接成整体,导流架通过细长钢结构固定于发射筒壁面,因支撑结构对流场影响较小,三维几何模型简化如图1(a)所示。该装置具有初容大、增面燃烧、高贫氧等特点,相比于燃气-蒸汽等其他弹射方式结构更加简单,同时能保证较快的出筒速度和较远射程。此外,该装置的应用能在一定程度上减缓弹底压力冲击、减弱高温烧蚀破坏,并能使弹体加速运动出筒。低燃温推进剂在固体燃气发生器中燃烧经喷管加速产生燃气射流,在发射筒内迅速建立压强,同时与筒内空气发生剧烈二次燃烧加快建压过程,推动导弹向上运动,实验装置燃气流向轨迹如图1(b)所示。考虑布置环形腔形式障碍物后,燃气射流作用于弹底的轨迹变长,二次燃烧进程相对变缓,如图1(c)所示。其中, P 点为实验和数值仿真监测点,假设实验装置初容室高度为 h , P 点位于 $0.75h$ 处。



(a) 3-D geometric model



(b) Gas jet path of experimental equipment



(c) Gas jet path at ring cavity condition

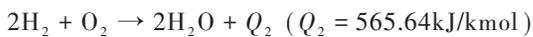
Fig. 1 Physical model of gas-ejection launcher

针对燃气弹射装置具有高度轴对称的特点,数值求解采用二维轴对称多组分 Navier-Stokes 控制方程^[15],燃气流的二次燃烧过程采用组分输运模型和有限速率/涡耗散模型进行模拟^[16-17]。

有限速率/涡耗散模型中 Arrhenius 反应速率和涡耗散反应速率同时计算,净反应速率 R_i 由二者混合控制,取其中速率较小者。其中,有限速率模型忽略湍流脉动对化学反应的影响,化学反应速率常数由 Arrhenius 公式得到。涡耗散模型是一种湍流-化学反应相互作用的模型,由湍流混合尺度 k/ε 控制反应速率为

$$\begin{cases} R_{i,r}^R = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min\left(\frac{Y_R}{v'_{i,r} M_{w,R}}\right) \\ R_{i,r}^P = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum Y_P}{\sum_j v'_{j,r} M_{w,j}} \\ R_{i,r} = \min(R_{i,r}^R, R_{i,r}^P) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $R_{i,r}$ 为反应 r 中物质 i 的产生速率; Y_R 为反应物质量分数; Y_P 为燃烧产物质量分数; A 和 B 为常数,分别取 4.0 和 0.5; $M_{w,R}$ 为反应物摩尔质量; $M_{w,j}$ 为生成物摩尔质量^[4]。Arrhenius 反应速率具有动力学开关的作用,能阻止反应在火焰稳定之前发生,延迟了计算中化学反应的开始,较为符合实际,被广泛应用于湍流扩散燃烧^[18]。文中气相组分燃烧模型均采用文献^[19]中 CO/H₂ 两步反应



RNG $k-\varepsilon$ 模型考虑了平均湍动中的旋转及旋流流动情况,针对高雷诺数的湍流具有较高的计算精度,可以更好地处理高应变率及流线弯曲程度较大的流动^[20]。布置环形腔后发射筒内燃气流弯曲程度变大,旋流复杂度增加,所以本文湍流模型采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型。受壁面限制的湍流流动的近壁面处理方法采用标准壁面函数。

2.2 计算方法

采用轴对称面 1/2 结构化网格模型,如图 2(a)所示,在喷管、筒壁面和底座处进行网格加密,加密方法采用抛物线性节点分布规律,第一层网格厚度为 0.5mm,加密比率为 1.05,壁面 y^+ 值保持在 [30, 200] 内满足要求。网格质量检查报告如图 2(b)和(c)所示,网格质量较佳,满足收敛性和求解需求。图中, Determinant $2 \times 2 \times 2$ 为网格质量检查参量, Determinant $2 \times 2 \times 2$ 定义为最小和最大雅克比行列式的比值,

变化范围为 0~1,比值越趋近 1,网格质量越佳。

弹射过程中,导弹在燃气推力、重力摩擦力和气动阻力的作用下沿筒轴线运动,导弹运动加速度由牛顿第二定律导出

$$a = (F_t - mg - F_g - F_f) / m \quad (2)$$

式中 F_t 为燃气推力; m 为导弹质量; g 为重力加速度; F_g 为空气阻力; F_f 为摩擦力。

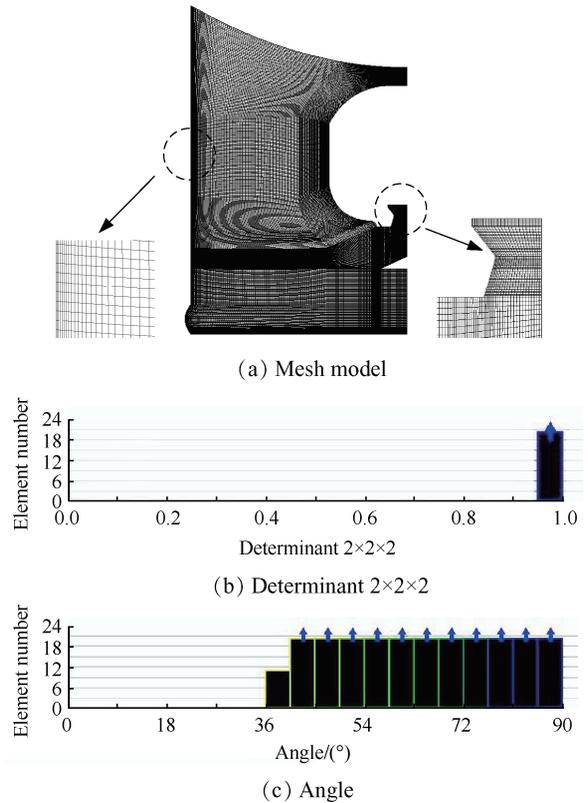


Fig. 2 Mesh model and quality check

在 t 时刻,导弹沿发射筒轴线方向的速度 v_t 和位移 l_t ,分别由式(3)和式(4)确定。式中 Δt 为计算的时间步长。

$$v_t = v_{t-\Delta t} + a \cdot \Delta t \quad (3)$$

$$l_t = l_{t-\Delta t} + v_t \cdot \Delta t \quad (4)$$

结合动态分层动网格技术,由式(2)~(4)编写 UDF (User-Defined-Function),并嵌入 FLUENT 求解器中,通过加载 DEFINE_CG_MOTION 宏函数,实时赋予动网格速度,实现导弹运动与流场变化的耦合求解。动态分层法的基本思想为:尾罩的向上运动导致边界处网格拉伸,当超过指定网格变形范围时,即满足式(5)时,网格 j 层分裂为两层,以此来实施网格的动态更新,原理如图 3 所示。选用基于高度类型动态分层法。

$$h_{\max} > (1 + \alpha_s) h_{\text{ideal}} \quad (5)$$

式中 h_{max} 为网格 j 层的最大高度; α_s 为网格分裂因子, 取 0.4; h_{ideal} 为网格理想高度, 取 5mm。

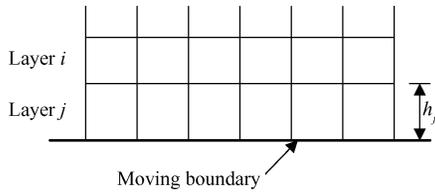


Fig. 3 Dynamic layering

喷管入口条件采用压力入口, 数据由自由射流实验得到, 其总压曲线如图 4 所示^[13]。理论上气体组分会随着总压大小变化, 采用平衡态的组分来作为喷管入口条件进行简化考虑, 利用最小自由能法对推进剂燃烧产物进行热力学计算, 得到入口组分的含量及质量分数, 如表 1 所示。数值计算的初始条件为标准大气状态, 静压为 101.325kPa, 静温为 300K, N_2 和 O_2 的质量分数分别为 79%, 21%。固体燃气发生器和喷管壁面采用绝热壁面边界条件, 发射筒壁面和底座采用对流换热壁面边界条件。

采用有限体积法对控制方程进行离散, 选择稳定性较好、计算速度较快的 SIMPLE 耦合形式。压力梯度项采用二阶格式离散, 动量方程的差分格式均采用二阶迎风格式, 湍流输运方程的差分格式采用一阶迎风格式, 各项残差收敛精度为 1×10^{-4} , 计算步长为 $40\mu s$ 。

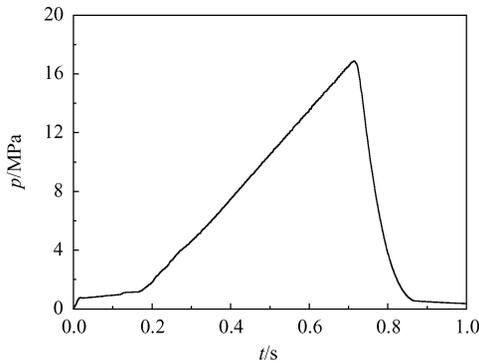


Fig. 4 Curve of total pressure

Table 1 Species and mass fraction of nozzle inlet

Species	H ₂ O	CO	H ₂	CO ₂	N ₂	HCl
Mass fraction	0.004	0.564	0.05	0.002	0.26	0.12

对于包含多组分燃烧的非定常工程问题, 数值计算的精度对网格大小和质量有较强的依赖性, 因此有必要进行网格无关性检验。选取三种网格密度进行弹射过程数值计算, 工况 A 为 2.19 万, 工况 B 为 5.95 万, 工况 C 为 9.97 万。以工况 C 为基准, 对 A、B

工况下监测点 P 在 $0.1t_0$ 和 $0.5t_0$ 时刻的压力和温度载荷进行相对偏差计算, 如表 2 所示。其中, p 和 p_c 分别表示监测点压力和燃气临界压力, T 和 T_c 分别表示监测点温度和燃气临界压力, t_0 为推进剂燃烧完全所用时间。

Table 2 Mesh independence test

Condition	0.1 t_0		0.5 t_0	
	$ p - p_c /p_c$	$ T - T_c /T_c$	$ p - p_c /p_c$	$ T - T_c /T_c$
A	0.96%	1.0%	0.34%	0.19%
B	0.69%	0.44%	0.15%	0.08%

从对比结果上看, 三种网格工况下 P 点的压力和温度载荷相对偏差不超过 1%, 考虑到计算效率的需要, 选取 2.19 万网格作为计算对象。

为验证前文数值模型及方法的可靠性, 将数值计算与飞行试验数据^[13](无量纲化)进行对比, 如图 5 所示。从图 5(a)可看出, 对于初始压力波峰, 实验值为 $0.83p_0$, 计算值为 $0.84p_0$; 对于二次压力波峰, 实验值为 $0.78p_0$, 计算值为 $0.79p_0$ 。从图 5(b)可看出, 对于温度波峰, 实验值 $0.94T_0$, 计算值为 $0.94T_0$ 。对于压力和温度曲线, 计算值与实验值趋势一致, 最大误差为 1.2%, 表明所建立的数值计算模型具有较高的可

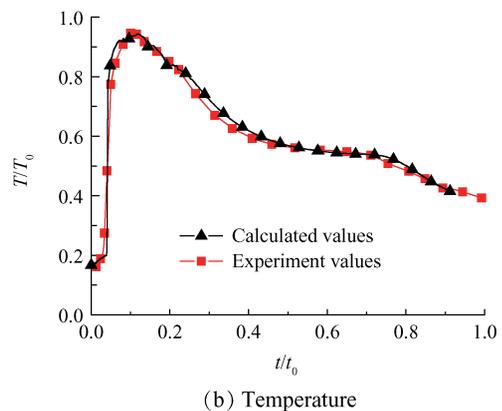
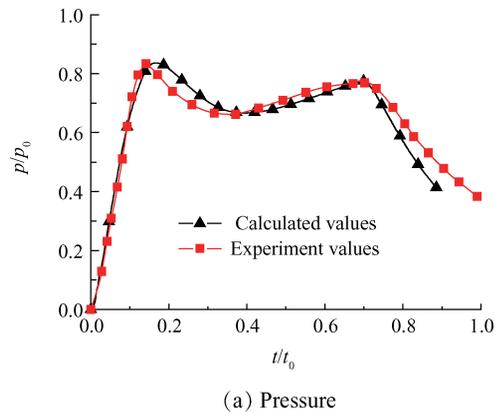


Fig. 5 Calculation and experiment values of load at point P

信度。

3 结果与讨论

3.1 环形腔平滑压力的流场机理

为研究环形腔结构对燃气弹射内流场的影响,选取在 $0.05t_0$, $0.1t_0$, $0.2t_0$ 和 $0.3t_0$ 时刻下,对有无环形腔工况的 HCl 和 O_2 质量分数云图进行分析,结果如图 6(无环形腔)和图 7(有环形腔)所示。其中,图 6、图 7 的左侧为 HCl 质量分数云图,右侧为 O_2 质量分数云图和流线图。

HCl 仅存在于燃气成分中,所以 HCl 的空间分布可以用于表征燃气的空间分布和扩散状态; O_2 质量分数的空间分布可以表征二次燃烧的剧烈程度。结合图 1(b)和图 6(a)、(b)可见,在 $0t_0 \sim 0.1t_0$ 时段,无环形腔工况下,燃气射流在导流锥分流与导向作用下,一部分燃气在导流锥下方形成较小的顺时针回流区,另一部分燃气呈贴壁射流沿发射筒壁面向尾罩方向运动,形成较大的逆时针回流区,在两个回流区交界面上形成一个剪切层,导致二次射流区域存在明显的温度梯度,此时燃气射流沿底座和筒壁面运动,并不断“卷吸”初容室内氧气发生剧烈二次燃烧现象,筒内氧气量迅速下降、压强迅速上升;在 $0.1t_0 \sim 0.2t_0$ 时段,随着尾罩的运动和燃气的回流,燃气开

始向上和向发射筒中心轴线方向扩散,此时筒内压力继续上升,并在 $0.2t_0$ 时刻达到峰值,如图 5(a)所示;在 $0.2t_0 \sim 0.3t_0$ 时段,燃气已基本“吞噬”整个初容室,如图 6(c)、(d)所示,随着导弹的加速运动,初容室容积开始快速增加,由于总压曲线的压力增加速率小于筒容积增加引起压力减小的速率,筒内压力开始出现下降,如图 5(a)所示。

结合图 1(c)和图 7(a)、(b)可见,在 $0 \sim 0.1t_0$ 时段,环形腔工况下,弹射初始阶段,燃气向上扩散并遇到环形腔阻挡,出现涡的破碎与分裂,大部分燃气在环形腔和导流锥下方分别形成顺时针和逆时针回流区,少部分燃气沿燃气发生器壁面向尾罩方向运动,反射向下形成逆时针回流区。在 $0.1t_0 \sim 0.2t_0$ 时段,燃气首先将环形腔底部氧气消耗殆尽,而后大量燃气开始溢出并向尾罩和发射筒壁面方向扩散,同时被阻挡的燃气量也在增加,如图 7(c)所示。在 $0.2t_0 \sim 0.3t_0$ 时段,燃气逐渐“吞噬”整个初容室,由于环形腔结构细长,使得燃气不易完全渗透进入,所以腔内仍然储存较富足的氧气,并在中后期持续发生二次燃烧,如图 7(d)所示。

图 8 为有无环形腔两种工况在 $0.1t_0$ 时刻燃烧组分 H_2 , H_2O , CO 和 CO_2 的质量分数云图,其中左半轴为无环形腔隔板云图,右半轴为有环形腔隔板云图。

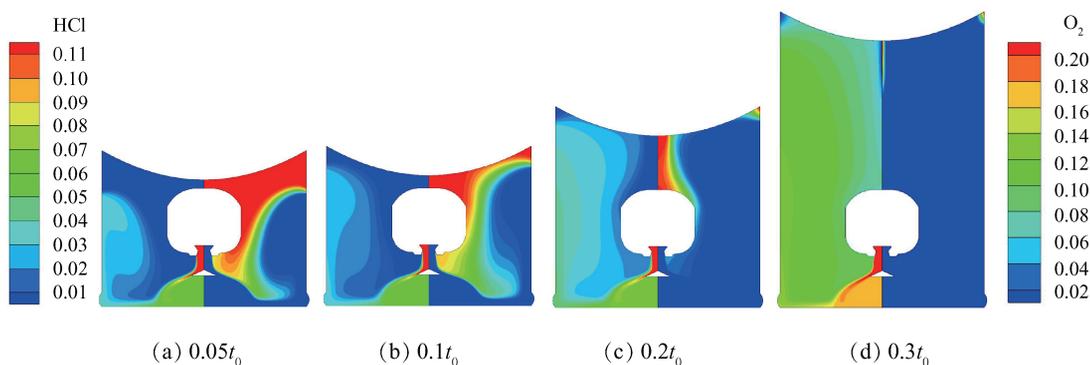


Fig. 6 Flow contours of experiment equipment at 4 different times

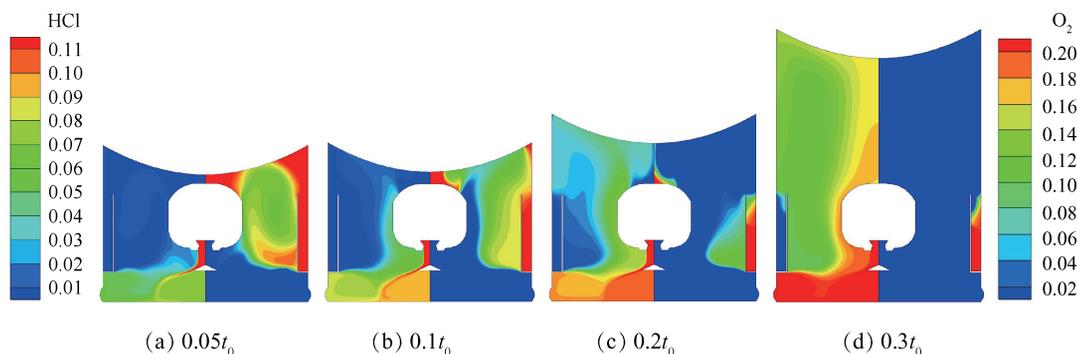


Fig. 7 Flow contours of ring cavity at 4 different times

由图8可见,当无环形腔时, H_2 和CO质量分数主要集中在导流锥下方和发射筒壁面,由于二次燃烧作用导致质量分数低于喷管入口。 H_2 和CO与 O_2 发生化学反应生成 H_2O 和 CO_2 ,所以 H_2O 和 CO_2 的质量分数云图非常相似,二次燃烧主要集中在该区域;当布置环形腔时,相对于无环形腔工况,导流锥和环形腔下方 H_2 和CO的质量分数上升, H_2O 和 CO_2 的质量分数降低,这说明大量的燃气被阻挡在环形腔下方区域,二次燃烧得到了有效的抑制,其区域主要集中在固体燃气发生器壁面附近。

从以上分析可见,环形腔对燃气起到了明显的阻挡作用,同时对燃气和氧气形成有效隔断,使得发生二次燃烧出现明显滞后。障碍腔具有储存氧气的功能,一方面可以减少前期参加二次燃烧的氧气量,从而减小初始压力冲击;另一方面储存的氧气在 $0.2t_0$ 后持续发生二次燃烧增压,以补充因发射筒容积增大而引起的压力快速衰减。如图9(a)所示,实验装置的氧气消耗殆尽时刻约为 $0.23t_0$,而布置环形腔后延长至 $0.8t_0$ 时刻,二次燃烧特性在时间维度能够有效展开,从而导弹底部压力双峰冲击得到平滑,如图9(b)所示。

3.2 环形腔结构参数对平滑效果影响

如图10所示,环形腔的结构参数有:布置高度 H 、环形半径 R 、长度 L 和角度 θ 。为得到环形腔结构

参数对燃气弹射压力冲击平滑效果的影响规律,现以 $H=300\text{mm}$, $R=100\text{mm}$, $L=700\text{mm}$ 和 $\theta=0^\circ$ 为结构参数的基准工况,采用解耦的方法分析4个结构参数横向变化引起的载荷变化规律。

如图11(a)所示,随着布置高度 H 的增加,弹底压力峰值呈现先增加后减小的趋势,曲线平稳度相差不大,在弹体承压范围之内应尽可能使推力最大以提高弹射效率。此外,环形腔布置过低可能会引起与燃气射流的激烈碰撞,造成筒底压力载荷的震荡,不利于场坪承载;若布置过高会导致发射筒初容室内空间不足,燃气回流紊乱,综合考虑选择 $H=300\text{mm}$ 。

如图11(b)所示,随着环形半径 R 的增加,初始压力冲击波峰逐渐减小,到达 $R=100\text{mm}$ 时平滑度最优。这是当 R 过小时,腔内储存的氧气较少,且腔口狭窄使得燃气渗透困难,前期二次燃烧仍然很剧烈,导致初始冲击波峰较大;当 R 过大时,腔内储存的氧气过多,超过了理想的平衡值,前期二次燃烧动力不足,中后期持续释压,导致弹底压力曲线平滑效果不佳。综合考虑选择 $R=100\text{mm}$ 。

如图11(c)所示,随着长度 L 的增加,初始压力冲击波峰逐渐减小,当 $L=1000\text{mm}$ 时对压力冲击平滑效果最优。因为 L 的长短直接决定环形腔内储存的氧气量, L 过长和过短均会导致氧气量在时间维度消耗

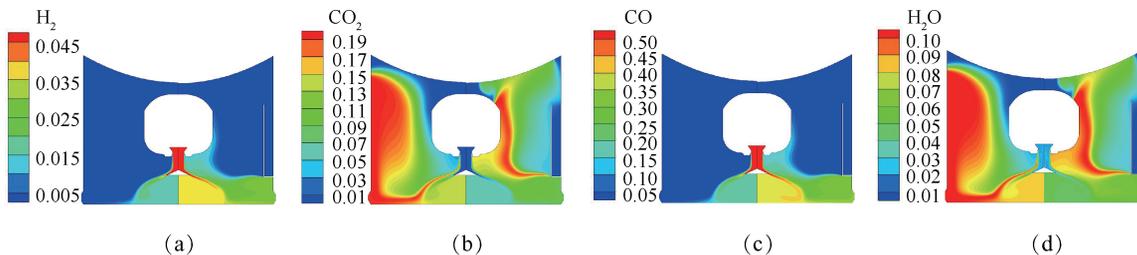


Fig. 8 Mass fraction contours of different species at $0.1t_0$

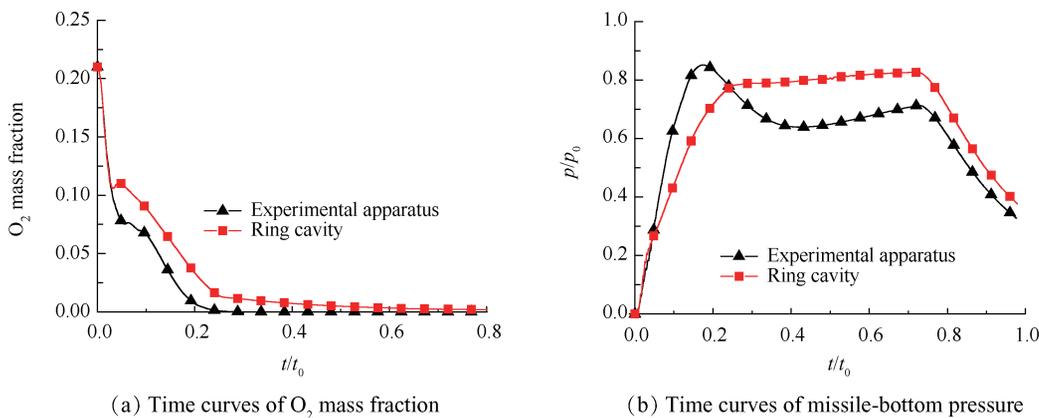


Fig. 9 Curves of O_2 mass fraction and missile-bottom pressure

的不协调,二次燃烧特性不能充分被利用,使得弹底压力曲线不理想。

如图 11(d)所示,当角度 θ 为负,即环形腔向内收缩时,初始压力冲击会略微增强,随着角度的扩张,平滑效果越来越优,到达 $\theta=2^\circ$ 时平滑效果最优。当角度 $\theta=4^\circ$ 时,很明显可以看到前期二次燃烧强度较弱,中后期弹底压力还在持续上升,所以角度 θ 对平滑度具有较重要的调控作用。

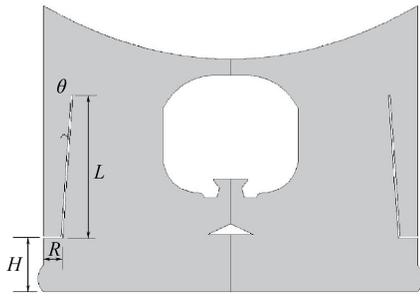


Fig. 10 Structure parameters of ring cavity

3.3 结构参数的次序优化及内弹道性能分析

由 3.2 节的分析可知,环形腔的 4 个结构参数中,首先确定的是布置高度 H 的大小,因为其直接关系到环形腔底部是否与燃气射流碰撞,以及筒内燃气

回流区域形状和大小,对流场结构影响较大,应根据初容室空间大小合理进行布置;其次,环形半径 R 直接决定腔口大小,进而影响燃气的渗透程度,同时 R 过大一方面会使得环形腔结构受射流冲击极易引起大变形,同时也会引起燃气回流区域过于狭窄,不利于流场结构的稳定,应选择合适大小;长度 L 是直接决定腔内氧气量,在选择合适的 H 和 R 后,其可作为调控弹底压力曲线平滑效果的主要结构参数;最后,将角度 θ 向内收缩或向外扩张进行微调,可使弹底压力曲线完全达到理想的内弹道设计曲线。按照上述优化次序,结合 3.2 节中分析结果,首先依据初容室空间几何约束,确定 $H=300\text{mm}$, $R=100\text{mm}$,再以长度 L 作为调控弹底压力曲线平滑效果的主要结构参数,并对收缩或扩张角度加以微调,通过多次解算和调整,确定了 $L=700\text{mm}$, $\theta=2^\circ$ 。

图 12(a)、(b)和(c)分别为无环形腔与环形腔优化参数工况下导弹加速度、速度和位移曲线对比,数据由 UDF 对尾罩实时监测写出。其中, a_0 为导弹允许的加速度最大值; v_0 为导弹设计速度最大值; l_0 为发射筒全长,导向段筒长为 $0.885l_0$ 。

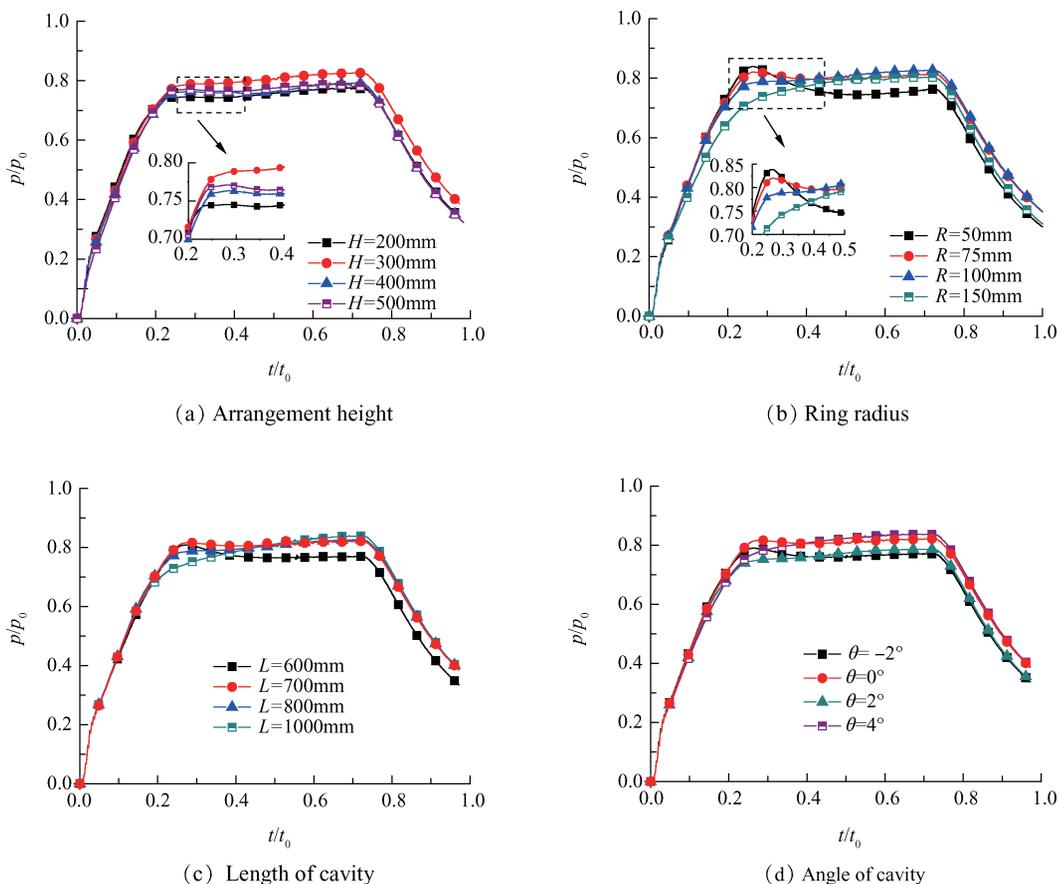


Fig. 11 Time curves of missile-bottom pressure under 4 different conditions

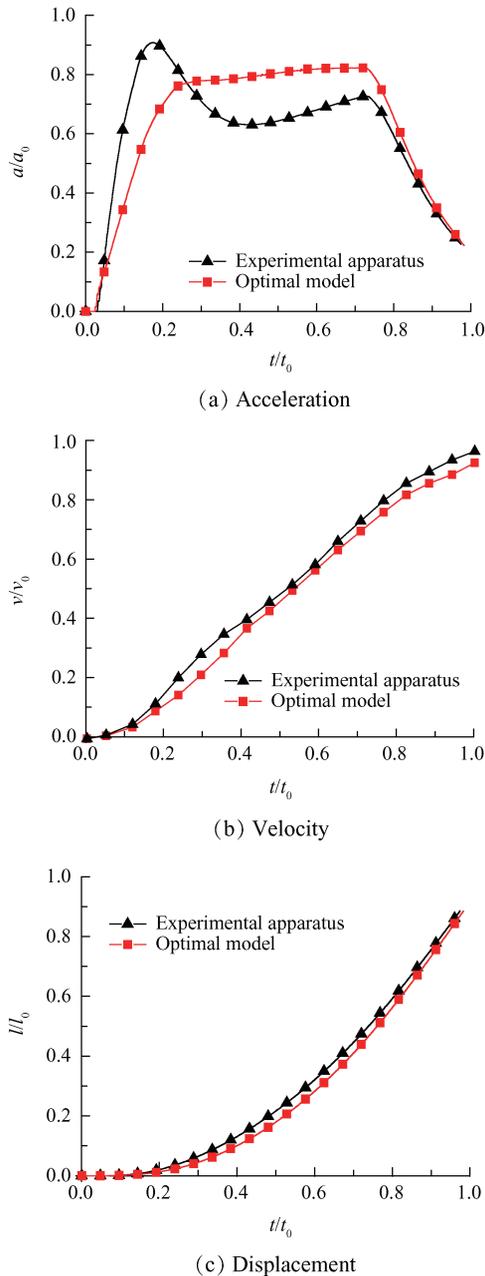


Fig. 12 Internal ballistic curves of missile

由图 12(a)可见,优化环形腔结构参数后,弹底加速度基本上达到了理想的设计曲线,匀加速时长约为 $0.5t_0$,最大加速度由 $0.907a_0$ 减小至 $0.823a_0$,减小了 9.26%。由图 12(b)可见,无环形腔时导弹出筒速度为 $0.969v_0$,布置环形腔工况的出筒速度为 $0.929v_0$,降低了 4.13%,满足设计出筒速度在 $0.84v_0 \sim v_0$ 。而图 12(c)中,同一时刻,无环形腔的导弹位移大于有环形腔,说明有环形腔时,二次燃烧在更小的空间内发生,若不考虑环形腔的作用,在含氧量确定的情况下,更小空间内的氧气浓度更大,二次燃烧反应更加剧烈,燃气内能相对增加,不考虑能量转化率的差异,内能转化的动能也应相应增加,但燃气在

环形腔上的撞击、反射,以及涡的破碎、分裂引起的复杂波系结构变化,导致了部分能量的损失,造成动能减小,弹体运动速度减小,与图 12(b)描述相符;无环形腔时,导弹出筒时间为 $0.959t_0$,布置环形腔后出筒时间为 $0.983t_0$,延迟了 2.5%。

4 结论

本文采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和有限速率/涡耗散燃烧模型,建立了耦合导弹运动和二次燃烧的低燃温弹射数值模型,分析了环形腔平滑弹底压力冲击的流场机理及其结构参数对平滑效果的影响,得出如下结论:

(1)从流场特性上看,增加环形腔改变了燃气的流动轨迹,无环形腔时燃气主要沿底座和发射筒壁面向尾罩方向扩散,而后“吞噬”整个初容室;有环形腔时,燃气首先“吞噬”环形隔板下部区域,而后向固体燃气发生器壁面扩散,最后向尾罩和发射筒壁面运动。

(2)从平滑压力曲线的流场机理上看,环形腔的阻挡作用使得二次燃烧进程沿时间维度展开,氧气组分消耗速率变慢。障碍腔内储存的氧气可以减弱前期燃烧的剧烈程度,并在 $0.2t_0$ 后持续发生二次燃烧增压,以补充因发射筒容积增大而引起的压力快速衰减,从而平滑压力曲线。

(3)环形腔 4 个结构参数中,首先根据初容室空间几何约束可大致确定布置高度 H 和环形半径 R ,而后将长度 L 作为调控弹底压力曲线平滑效果的主要结构参数,最后将角度 θ 向内收缩或向外扩张进行微调,可使弹底曲线逼近理想设计曲线。

(4)当 $H=300\text{mm}$, $R=100\text{mm}$, $L=700\text{mm}$ 和 $\theta=2^\circ$ 时,能有效平滑压力曲线,基本消除双峰冲击,相对于实验装置工况,弹射过程的加速度峰值减小 9.26%,出筒速度减小 4.13%,出筒时间延长 2.5%。

致谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] Berlin J J, Idar E S, Booket D L. Secondary Flows in a Rocket Launcher Tube [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1981, 18(2): 119-126.
- [2] 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.
- [3] Sourgen F, Haertig J, Rey C, et al. Experimental and Numerical Investigations of Flow Confined in a Vertical

- Missile Launcher[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(2): 307-317.
- [4] 乔野, 聂万胜, 吴高杨, 等. 多喷管液体火箭动力系统尾焰冲击特性研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 498-503. (QIAO Ye, NIE Wan-sheng, WU Gao-yang, et al. Research on Plume Impact Characteristics of Multi-Nozzle Rocket Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 498-503.)
- [5] Hegab A M, Sait H H, Hussain A, et al. Numerical Modeling for the Combustion of Simulated Solid Rocket Motor Propellant[J]. *Computers & Fluids*, 2014, 89(7): 29-37.
- [6] Fu D, Hao H. Investigations for Missile Launching in an Improved Concentric Canister Launcher[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(5): 1-5.
- [7] 杨育文, 邓康清, 余小波, 等. 高含铝推进剂低压固体火箭发动机尾流场复燃数值模拟与实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 680-686. (YANG Yu-wen, DENG Kang-qing, YU Xiao-bo, et al. Numerical Simulation and Experimental Investigation on Plume Afterburning of Low-Pressure Solid Rocket Motor with Highly Aluminized Propellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 680-686.)
- [8] 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, (4): 76-81.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 胡晓磊, 王辉, 乐贵高, 等. 二次燃烧对燃气弹射载荷和内弹道影响数值研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 776-781.
- [12] Fu D B, Yu Y, Niu Q L. Simulation of under Expanded Supersonic Jet Flows with Chemical Reactions[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(3): 505-513.
- [13] 李仁凤, 乐贵高, 马大为, 等. 壁面障碍物对燃气弹射流场和内弹道的影响[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(3): 444-450.
- [14] 胡晓磊, 盛文成, 乐贵高, 等. 车载导弹垂直发射系统双面导流器[J]. 火力与指挥控制, 2013, (11): 53-55.
- [15] Artan H. Simulation of a MILD Combustion Burner Using ILDM Chemistry[J]. *Progress in Computational Fluid Dynamics*, 2014, 14(4): 233-243.
- [16] Victor P Z, Dmitry I S. Measurements and Modeling of Wall Heat Fluxes in Rocket Combustion Chamber with Porous Injector Head[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 48(4): 67-74.
- [17] 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.
- [18] Luan Y T, Chyou Y P, Wang 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] 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.
- [20] Shi T H. A New $k-\varepsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation[J]. *Computers & Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.

(编辑:史亚红)