

# 初容室容积对燃气弹射载荷与内弹道性能影响

程洪杰, 赵 谢, 陈 力, 赵 媛

(火箭军工程大学兵器发射理论与技术军队重点学科实验室, 西安, 710025)

**摘要** 为研究初容室容积变化对燃气弹射载荷与内弹道性能的影响,建立了含二次燃烧和尾罩运动边界的二维轴对称数值模型。在实验数据验证模型可靠性的基础上,研究了初容室容积变化导致流场结构和二次燃烧核心区域改变的机理,分析了弹射过程中影响建压的主导因素,得到了不同初容室容积下的流场、载荷和内弹道性能规律。结果表明:随着初容室高度的增加,燃气射流反射点由筒底转移至筒壁面,二次燃烧核心区域由发射筒上部转移至下部;对于弹底初始冲击压力峰值,容积因素占据主导,对于二次压力峰值,总压因素占据主导;导弹加速度峰值和出筒速度先减小后增加,出筒时间先变长后变短。实验装置初容室高度增加 100 mm,为最优内弹道设计方案。

**关键词** 燃气弹射;初容室容积;二次燃烧;载荷;内弹道性能

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.06.001

**中图分类号** V272 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)06-0001-07

## Influence of Volume in Initial Chamber on the Flow Load and Interior Ballistic Property of Gas Ejection

CHENG Hongjie, ZHAO Xie, CHEN Li, ZHAO Yuan

(Lab of Armament Launch Theory & Technology, Army Key Discipline, Rocket Forces University of Engineering, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** A two-dimensional axisymmetrical numerical flow model with secondary combustion and trail cover moving boundary is established to study the influence of volume change in initial chamber on the load and the internal ballistic property. On the basis of experimental data verifying the reliability of model, the mechanism of flow field and the secondary combustion core region change caused by volume change of initial chamber is investigated, and the dominant factor influencing building pressure in the rejection process is analyzed, and flow field, load and internal ballistic characteristics of different initial volume are obtained. The results show that with the increase of height in the initial chamber, the reflection point of jet flow is transferred from the cylinder bottom to the cylinder wall, and the secondary combustion core region is transferred from the upper part of cylinder to the lower part. For the initial pressure-peak, volume factor is leading, and for the second pressure-peak, the total pressure is leading. The peak values of missile acceleration and the outlet velocity decreases firstly and then increases, and the time out of tube becomes longer, and then becomes the shorter. The height of the initial chamber of the experimental device increa-

**收稿日期:** 2017-10-26

**基金项目:** 国家自然科学基金(51475462)

**作者简介:** 程洪杰(1978—),男,山东菏泽人,副教授,博士,主要从事导弹发射理论与技术方面研究。E-mail:reader201@163.com

**引用格式:** 程洪杰,赵谢,陈力,等.初容室容积对燃气弹射载荷与内弹道性能影响[J].空军工程大学学报(自然科学版),2018,19(6):1-7. CHENG Hongjie, ZHAO Xie, CHEN Li, et al. Influence of Volume in Initial Chamber on the Flow Load and Interior Ballistic Property of Gas Ejection[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(6): 1-7.

ses by 100mm, which is one of the most optimal interior ballistic designs.

**Key words:** gas-ejection; volume of initial chamber; secondary combustion; load; internal ballistic property

导弹是靠自身的发动机产生的推力<sup>[1-4]</sup>运行的武器,其发射有自力发射和燃气弹射等方式,燃气弹射是一种利用固体火箭发动机产生高速燃气射流,在发射筒内快速建压推动导弹向上运动的航天发射技术<sup>[5]</sup>。由于低燃温推进剂在 1 000~1 500 °C、宽压范围(0.1~20 MPa)下可以稳定燃烧,相对于传统热发射流场温度的 3 000~3 500 K<sup>[6-7]</sup>,极大地改善了发射筒内热环境,被广泛应用于国内外各种导弹发射。

低燃温弹射技术研究手段主要依靠理论与实验验证,其中理论研究方法包括经典零维内弹道学和多维数值模拟。Edquist<sup>[8]</sup>最早对弹射过程的热力学参数进行解算,袁曾凤、谭大成等<sup>[9-10]</sup>在此基础上建立和完善了零维理论,惠卫华等<sup>[11]</sup>建立了实验数据与零维理论对接的一体化模型。零维理论虽然能快速获取内弹道性能曲线,但无法得到瞬态发射流场状态,也忽略了推进剂燃烧产物的多组分和复燃特性<sup>[12-13]</sup>。低燃温推进剂燃烧后产生大量可燃成分,进入初容室内与氧气发生非预混二次燃烧现象<sup>[14]</sup>。胡晓磊等<sup>[15]</sup>建立了二维轴对称数值模型,对比分析了有无二次燃烧对低燃温弹射荷载和内弹道性能的影响,李仁凤等<sup>[16]</sup>得出弹射过程的初始压力冲击是由二次燃烧导致,二次压力冲击是由燃烧室总压升高导致的结论,并研究了二次燃烧产物对内弹道性能的影响。

现有文献针对低燃温弹射的研究多建立在实验装置基础上,并未考虑结构变化对内弹道影响。初容室容积直接影响燃气的初始填充过程<sup>[17]</sup>,初始容积较大时,氧气量较多,二次燃烧冲击剧烈,但建压速度相对缓慢;初始容积较小时,建压速度加快,但氧气量较少,二次燃烧冲击相对减弱。此外,喷管入口总压直接影响进入发射筒内燃气压力,对建压过程影响明显。所以研究容积因素、二次燃烧因素和总压因素在建压过程中所占的主次,对内弹道载荷和导弹出筒性能的优化具有重要的工程意义。

## 1 物理模型和计算方法

### 1.1 物理模型和控制方程

弹射装置主要由固体火箭发动机、喷管、导流锥、发射筒、导弹尾罩和底座及支撑结构组成,几何模型见图 1。其中,  $P$  点为实验和数值仿真的监测点,假设实验装置初容室高度为  $h$ ,  $P$  点位于  $0.75h$  处。燃气弹射工作原理:低燃温推进剂在燃气发生器中燃烧经

喷管加速喷出,与发射筒内空气产生剧烈二次燃烧,加快筒内建压过程,推动导弹向上运动。

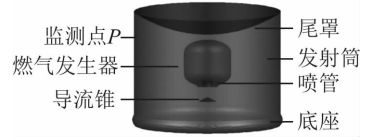


图 1 弹射装置几何模型

Fig. 1 Geometric model of gas-ejection launcher

针对燃气弹射装置高度轴对称的特点,数值求解采用二维轴对称多组分 Navier-Stokes 控制方程,具体符号含义见文献<sup>[18]</sup>。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} Q d\Omega + \int_{\Gamma(t)} F d\Gamma + \int_{\Gamma(t)} G d\Gamma + \frac{v}{y} S d\Omega = \int_{\Omega(t)} W d\Omega \quad (1)$$

### 1.2 燃烧模型及湍流模型

针对低燃温弹射过程的流场特性,采用能有效模拟初容室内的燃气射流与空气的二次燃烧过程的有限速率/涡耗散模型,其净反应速率  $R_i$  由 Arrhenius 化学动力学和涡耗散反应速率混合控制, Arrhenius 反应速率作为动力学开关,阻止反应的火焰稳定之前发生,延迟了计算中化学反应的开始,较为符合实际<sup>[19-20]</sup>。其中:

$$R_{i,r}^R = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min(Y_R / v'_{R,r} M_{w,R}) \quad (2)$$

$$R_{i,r}^R = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min(Y_R / v'_{R,r} M_{w,R}) \quad (3)$$

$$R_{i,r} = \min(R_{i,r}^R, R_{i,r}^P) \quad (4)$$

式(2)~(4)符号含义见文献<sup>[15]</sup>,文中气相组分燃烧模型均采用文献<sup>[21]</sup>中反应:



采用考虑旋转效应、适合完全湍流流动的 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型,针对高雷诺数的湍流具有较高的计算精度<sup>[22]</sup>。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。

### 1.3 网格模型和边界条件

燃气弹射的网格模型采用结构化网格,由于弹射装置的高度对称性,三维数值结果与二维相差非常小<sup>[23]</sup>,所以燃气弹射的网格模型采用二维结构化网格,在喷管、筒壁面和底座处进行网格加密,喷管处采用均匀加密,筒壁面和底座加密方法采用抛物线性节点分布规律,第一层网格厚度为 0.5 mm,加密比率为 1.05,壁面  $y+$  值保持在  $[30, 200]$  内满足要求。为提高尾罩动域部分的网格质量,在尾罩附

近单独画高 5 mm 的均匀网格层,见图 2。采用被广泛模拟各种发射的动网格技术,导弹尾罩为运动边界,网格运动采用动态分层模型,尾罩网格定义为刚体,不考虑变形,运动规律由牛顿第二定律导出,运动方程见文献[15]。

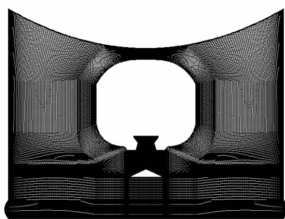


图2 网格模型

Fig. 2 Mesh model

喷管入口条件采用压力入口,数据由实验采集得到,其总压变化曲线见图 3<sup>[18]</sup>。燃气入口组分的含量及质量分数利用最小自由能法计算得出,见表 1。计算初始条件为标准大气状态, $N_2$  和  $O_2$  的质量分数分别为 79%、21%。燃气发生器壁面、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传热壁面边界条件。

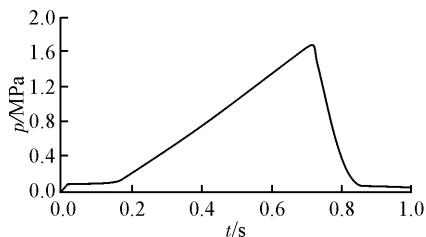


图3 总压曲线

Fig. 3 Curve of total pressure

表1 喷管入口组分及质量分数

Tab. 1 Species and mass fraction of nozzle inlet

组分	H <sub>2</sub> O	CO	H <sub>2</sub>	CO <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>	HCl
质量分数	0.004	0.564	0.05	0.002	0.26	0.12

## 1.4 求解方法

采用有限体积法离散控制方程,求解方法采用压强-速度耦合算法,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  $1 \times 10^{-4}$ ,计算步长为  $4 \times 10^{-5}$  s。

## 2 网格无关性检验

对于包含多组分燃烧的非正常工程问题,网格大小和质量对数值计算的精度有较强的影响,因此有必要进行网格无关性检验。采用 3 种网格密度下

的流动模型进行数值计算,分别为  $2.19 \times 10^4$ 、 $5.95 \times 10^4$ 、 $9.97 \times 10^4$  个网格,提取 3 种网格数量下  $P$  点压力及温度载荷作为比较对象,见图 4。 $p_0$  为监测点压力参考值, $t_0$  为时间参考值。

图 4 中 3 种网格数量下  $P$  点压力曲线和温度曲线具有相同趋势,且相对误差不超过 1%。考虑到计算效率需要,选择 2.19 万网格作为计算对象。

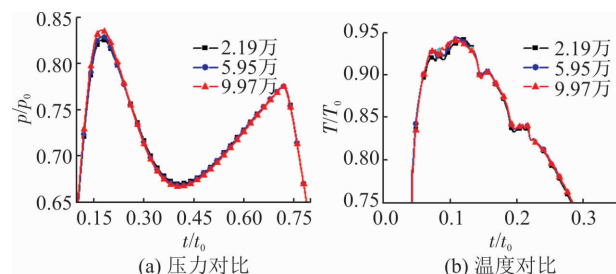


图4 网格无关性检验

Fig. 4 Mesh independence test

## 3 数值方法验证

为验证数值方法的可靠性,采用前文建立的数值计算模型和方法,将  $P$  点数值计算压力和温度与飞行试验值进行对比(无量纲),实验值见文献[18],图 5 中  $T_0$  为监测点的温度参考值。

从图 5 可看出,压力与温度的数值曲线与实验曲线吻合较好,趋势基本一致,成功捕捉了压力曲线双峰值和温度曲线峰值。实验测得第 1 个压力峰值为  $0.83 p_0$ ,计算值为  $0.84 p_0$ ;实验测得第 2 个压力峰值为  $0.78 p_0$ ,计算值为  $0.79 p_0$ ;实验测得温度峰值  $0.94 T_0$ ,计算值为  $0.94 T_0$ 。数值计算结果与实验值最大误差为 1.2%,表明所建立的数值计算模型和方法具有较高的可信度。

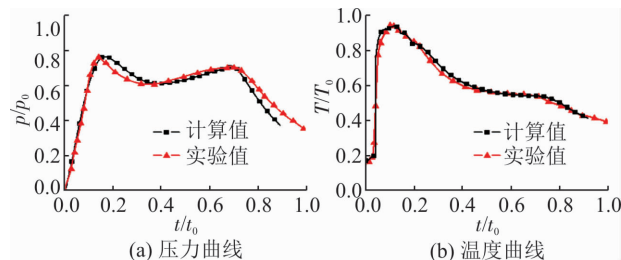


图5 监测点计算值与实验值

Fig. 5 Comparison of calculation and experiment values at point P

## 4 结果与分析

### 4.1 流场分析

初容室容积由初容室直径和高度共同决定,直

径为弹径与适配器厚度相加,变化范围较小<sup>[9]</sup>,文中不考虑。为研究初容室高度变化对燃气弹射流场的影响,综合考虑装填空间布置的约束,选取6种工况进行分析,工况布置见表2。为分析不同初容室高度工况下流场结构形成过程,选取工况3和工况5在4个不同时刻发射筒内流线和HCL质量分数云图进行对比。作流线图时采用在喷管入口处等间距均匀布置流线的方法,以此来模拟燃气射流的主要去向。

表2 工况参数  
Tab.2 Condition parameters

工况	1	2	3	4	5	6
高度/mm	$h-200$	$h-100$	$h$	$h+100$	$h+200$	$h+300$

由于HCL组分仅存在于燃气中,所以其空间分布可以表征燃气空间扩散状态。如图6所示,HCL空间分布形状与流线形状基本一致,由于流场的“卷吸”作用,存在漩涡的区域燃气量较多。对于工况3,在 $0.01t_0$ 时刻,燃气经导流锥分流向两侧壁面方向自由运动;由于工况3的初容室高度较小, $0.02t_0$ 时刻,燃气射流冲击底座并完成反射形成初始漩涡,而后向尾罩方向运动; $0.02t_0 \sim 0.03t_0$ 时段,燃气流经尾罩反射开始向下回流,导流锥下部逆时针的漩涡也逐渐开始成形; $0.03t_0 \sim 0.05t_0$ 时段,随着燃气注入量的增加,发射筒内逐渐形成一个较大顺时针的漩涡,流场结构基本稳定。

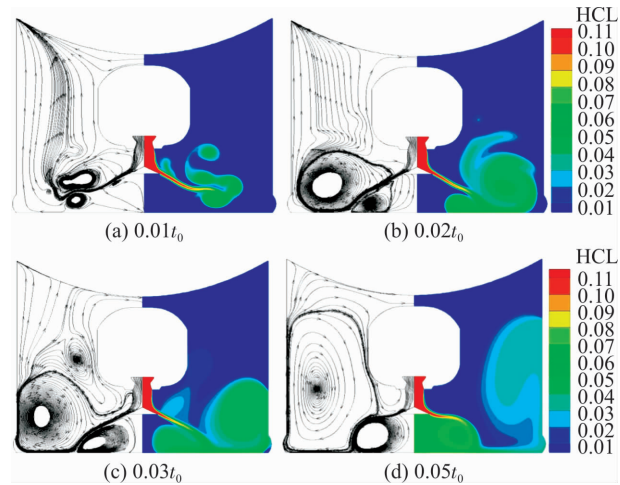


图6 工况3流线和HCL质量分数云图  
Fig.6 Streamlines and HCL mass fraction contours of condition 3

图7中对于工况5,在 $0 \sim 0.02t_0$ 时段,由于燃气射流还未受壁面约束,所以流场自由发展形成3个漩涡;在 $0.02t_0 \sim 0.03t_0$ 时段,由于工况5初容室高度较大,燃气射流反射点首先冲击发射筒壁面完成反射,一部分燃气向上形成逆时针漩涡,另一部分

向下形成顺时针漩涡;在 $0.03t_0 \sim 0.05t_0$ 时段,随着进入下部漩涡的燃气增多,而下部空间有限,形成对上部漩涡的托举,出现燃气射流反射点上移的情况。随着下部漩涡变大,“卷吸”进入的燃气会进一步增加,由HCL质量分数云图变化可见,流场结构形成过程中,下部漩涡中的燃气量不断增加。

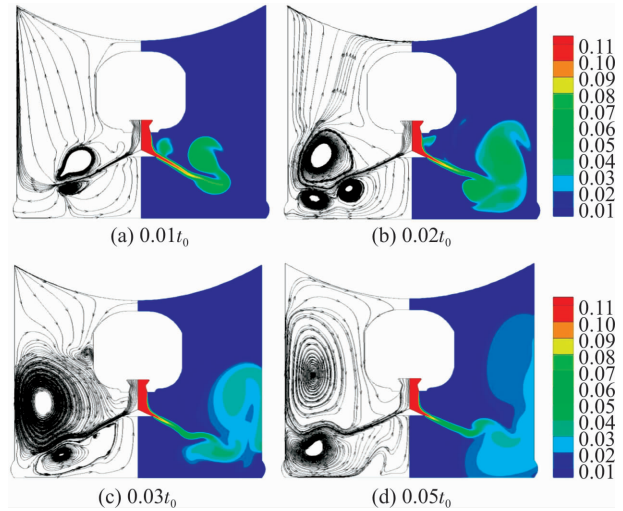


图7 工况5流线和HCL质量分数云图  
Fig.7 Streamlines and HCL mass fraction contours of condition 5

图8(a)~(f)分别为 $0.1t_0$ 时刻6种工况的流线图、压力云图、温度云图,其中:左侧为流线图和压力云图,右侧为温度云图。

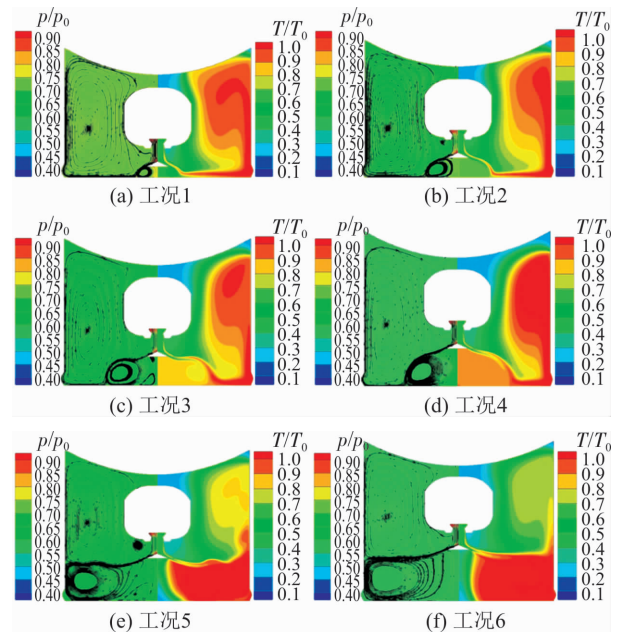


图8  $0.1t_0$ 时刻,6种工况压力及温度云图  
Fig.8 Pressure and temperature contours of 6 kinds of condition at  $0.1t_0$

从图8中流线和温度云图可见,对于工况1~工况4,随着初容室高度的增加,燃气反射点外移,反射轨迹变短,二次燃烧核心区域向中心轴线方向

渗透程度明显加强,同时导流锥下部漩涡变大,燃气量增加。由压力云图可见,尽管二次燃烧更加剧烈,但发射筒内压力仍然呈现下降趋势,这表明在  $0 \sim 0.01t_0$  时段,对于建压过程,容积因素占据主导。

对于工况 5 和工况 6,由流线和温度云图可见,流入发射筒底部燃气居多,二次燃烧核心区域位于发射筒底部,待底部燃气溢出后向上扩散,这与前文流场结构形成过程的分析相吻合。

## 4.2 载荷分析

图 9 为 6 种高度工况下监测点  $P$  的压力、温度曲线,图 10 为 6 种高度工况下  $O_2$  质量分数随时间变化曲线。

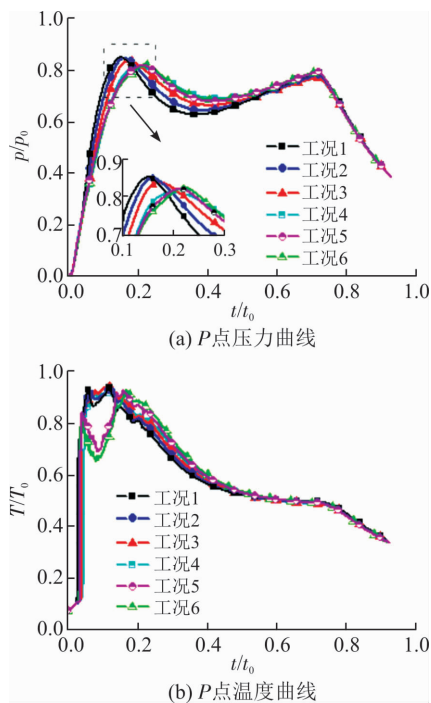


图 9  $P$  点载荷曲线

Fig. 9 Curves of load at  $P$  point

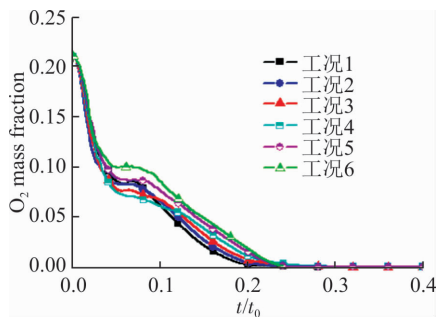


图 10  $O_2$  质量分数曲线

Fig. 10 Mass fraction curves of  $O_2$

随着初容室高度减小,燃气在更小的容积内实现填充,建压速度加快,但氧气量的减少会导致二次燃烧减弱,延缓压力上升速度,总压的上升也是影响筒内压力变化的重要因素。从图 9(a)和图 10(a)可见,在  $0 \sim 0.2t_0$  时段,此时燃气总压较小,筒内增压

主要依靠二次燃烧。随着初容室高度的减小,监测点  $P$  和筒底的初始压力波峰峰值变大且出现的时间前移,这表明对于建压过程,容积因素占据主导;在  $0.2t_0 \sim 0.4t_0$  时段,如图 10 所示,氧气量较少,筒内增压主要依靠燃气总压上升。从工况 1~工况 6,氧气量依次递减,初容室高度越小,二次燃烧后劲越弱,压力衰减越快。导弹的运动导致发射筒容积不断增加,燃气总压也在不断增加,压力曲线衰减表明容积因素对压力的“稀释”占据主导;在  $0.4t_0 \sim 0.7t_0$  时段内,二次燃烧完全停止,燃气总压不断上升,压力持续上升表明总压因素占据主导;在  $0.7t_0$  至弹射出筒时段内,燃气总压开始下降,发射筒容积仍然持续增加,压力开始快速衰减,这表明对于建压过程,容积因素又开始占据主导。

图 11 为 6 种高度工况下筒底的平均压力、平均温度曲线。其中,  $p_1$  为筒底的压力参考值,  $T_1$  为筒底的温度参考值。

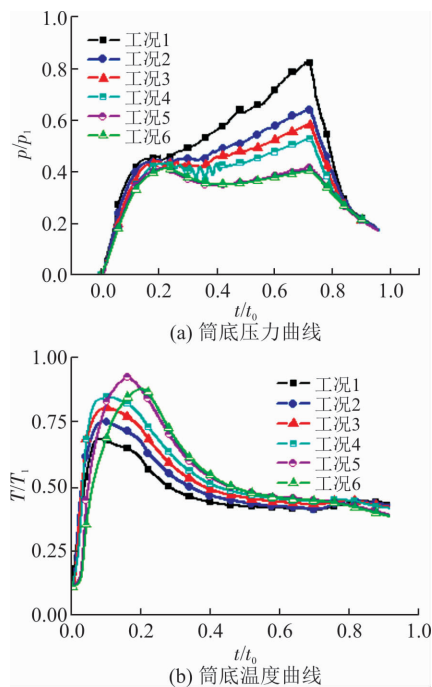


图 11 筒底载荷曲线

Fig. 11 Curves of load at cylinder bottom

图 11(a)可见,筒底平均压力与二次燃烧和总压密切相关,二次燃烧导致初始压力波峰,燃气总压的峰值导致筒底二次压力波峰;随着初容室高度减小,燃气经导流锥分流后更容易冲击筒底,所以二次峰值大幅上升,对地载荷变大。工况 1 筒底压力载荷达到  $0.8283p_1$ ,相对于实验装置的压力上升了 43.1%,对发射场坪承压强度提出了更高的要求。

从图 9(b)可见工况 1~工况 4 的温度曲线呈现先上升后下降的规律,而工况 5 和工况 6 呈现先上升后下降,再上升后下降的变化规律。为分析温度变化机

理,选取具有代表性的工况3和工况5进行分析,图12(a)和(b)分别为工况3和5在 $0.15t_0$ 时刻的温度云图。

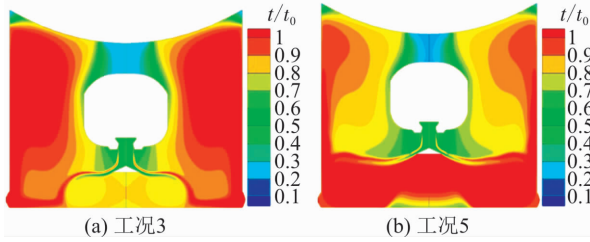


图12  $0.15t_0$ 时刻温度云图

Fig.12 Temperature contour at  $0.15t_0$

对于工况3,如4.1节流场分析可见,燃气经底座反射沿发射筒壁扩散,并与空气发生剧烈二次燃烧,导致P点温度不断上升,如图8(c)和图12(a)所示,并在 $0.2t_0$ 时刻达到峰值,约为 $0.95t_0$ ,由于二次燃烧的逐渐减弱以及发射筒容积的不断增大,P点温度开始不断下降;对于工况5,如图6所示,流场初始阶段会有大量燃气向上扩散引起P点温度升高,在 $0.05t_0$ 时刻左右,流场结构基本形成,燃气主要向筒底聚集,导致P点温度出现短暂下降。随着燃气向底部注入,导致底部出现阻塞溢出,燃气开始沿筒壁向上扩散,P点温度再次上升, $0.18t_0$ 时刻达到峰值,约为 $0.92t_0$ ,如图12(b)所示。随着二次燃烧减弱和容积增加,温度衰减规律与工况3一致。

对于筒底平均温度,对于工况1~工况5,随着初容室高度的增加,筒内氧气增多,二次燃烧更剧烈,高度每增加100 mm,筒底的温度峰值上升约 $0.05t_1$ 。

### 4.3 内弹道性能分析

图13(a)、(b)和(c)为弹射过程中导弹的加速度、速度和位移随时间变化曲线,3条曲线为监测整个尾罩上的点取平均所得,其中, $a_0$ 为加速度参考值, $v_0$ 为速度参考值, $l_0$ 为位移参考值。表3为6种高度工况下内弹道性能指标。

如图13(a)和表3所示,对于工况1~工况6,随着初容室高度增加,加速度峰值先减小后增加,在工况4达到最小值 $0.8069a_0$ ,根据该导弹型号的内弹

道设计要求,加速度峰值不得超过 $0.84a_0$ ,所以工况1和工况2不满足设计要求;如图13(b)、(c)所示,6种工况导弹速度和位移曲线相对变化幅度不大,这表明初容室容积变化对初始建压过程中波峰冲击影响较大,而对最终导弹出筒性能影响较小。出筒速度先增加后减小,出筒时间先减小后增加,在工况4达到出筒速度最大值 $0.9788v_0$ ,和出筒时间最小值 $0.9188t_0$ ,且满足内弹道出筒速度设计要求: $0.831v_0 \sim 0.987v_0$ 。

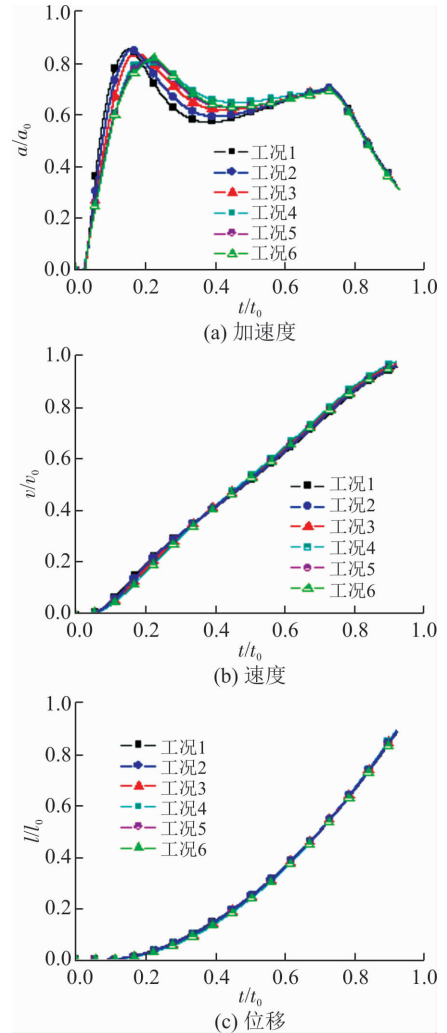


图13 弹射过程曲线

Fig.13 Internal ballistic curve

表3 6种高度下内弹道性能指标

Tab.3 Interior ballistic property indexes in six heights

工况序号	1	2	3	4	5	6
$a_{\max}$	$0.8530a_0$	$0.8507a_0$	$0.8360a_0$	$0.8069a_0$	$0.8156a_0$	$0.8183a_0$
$v_g$	$0.9595v_0$	$0.9648v_0$	$0.9707v_0$	$0.9788v_0$	$0.9712v_0$	$0.9705v_0$
$t_g$	$0.9236t_0$	$0.9214t_0$	$0.9197t_0$	$0.9188t_0$	$0.9295t_0$	$0.9299t_0$

综合4.2节载荷分析可见,工况4弹底压力冲击和筒底平均压力冲击载荷较小,载荷变化相对平稳,导弹加速度峰值最小,出筒速度最高,出筒时间最短,且相对于工况5和工况6,发射筒长度更短,车载机动性能更好,为最优方案。

## 5 结论

1) 从流场特性上看,在工况1~工况4高度区间,燃气射流反射点位于筒底,且随着高度的增加,

反射点外移,二次燃烧核心区域向轴线方向渗透程度加强;在工况5~工况6高度区间,燃气射流反射点转移至筒壁面,二次燃烧核心区域先向筒底扩散,待燃气出现阻塞溢出后向上部区域转移。

2) 从载荷特性上看,随着高度的减小, $P$ 点初始压力波峰出现的时间前移,峰值变大且衰减速度变快;筒底初始平均压力峰值由二次燃烧导致,二次峰值由燃气总压上升导致,且随高度减小,二次峰值大幅上升。在工况1~工况4高度区间, $P$ 点的温度曲线呈现先上升后下降的规律,高度每增加100 mm,筒底的温度峰值上升约 $0.05 T_1$ 。在工况5~工况6高度区间, $P$ 点的温度曲线呈现先上升后下降、再上升后下降的规律。

3) 从内弹道性能上看,随着高度的增加,导弹加速度峰值和出筒时间先减小后增加,出筒速度先增加后减小。工况4加速度峰值最小、出筒速度最快、出筒时间最短且载荷变化平稳,为最优方案。

4) 从影响建压过程的主次上看,在 $0\sim 0.2t_0$ 时段,容积因素占主导,二次燃烧次之,总压因素最小;在 $0.2t_0\sim 0.4t_0$ 时段,容积因素占主导,总压因素次之,二次燃烧最小;在 $0.4t_0\sim 0.7t_0$ 时段,总压因素占主导,容积因素次之,二次燃烧完全停止;在 $0.7t_0$ 至弹射出筒时段,容积因素占主导,总压因素次之。

#### 参考文献(References):

[1] 韩泉东,任建军,于杭健. 国外深空探测推进技术发展及启示[J]. 火箭推进, 2017, 43(4): 1-6.  
HAN Q D, REN J J, YU H J. Development of Propulsion Technology Abroad for Deep Space Exploration and Its Inspiration[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(4): 1-6. (in Chinese)

[2] 李斌,张小平,高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 1-7.  
LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on Development of Reusable Liquid Rocket Engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 1-7. (in Chinese)

[3] 康小录,杭观荣,朱智春. 霍尔电推进技术的发展与应用[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 8-17.  
KANG X L, HANG G R, ZHU Z C. Development and Application of Hall Electric Propulsion Technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 8-17. (in Chinese)

[4] 周利民,刘中祥. 膨胀循环发动机技术的发展、应用与展望[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 1-5.  
ZHOU L M, LIU Z X. Development, Application, and Prospect of Expander Cycle Engine Technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(1): 1-5. (in Chinese)

[5] 姜毅,史少岩,牛钰森,等. 发射气体动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2015.  
JIANG Y, SHI S Y, NIU Y S, et al. Emission Aero-

dynamics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)

[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] 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(3): 498-503.  
QIAO Y, NIE W S, WU G Y, et al. Research on Plume Impact Characteristics of Multi-Nozzle Rocket Propulsion System[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 498-503. (in Chinese)

[8] EDQUIST C T. Prediction of the Launch Pulse for Gas-Generator-Launched Missiles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 705-712.

[9] 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.  
YUAN C F. Rocket Missile Interior Ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1987. (in Chinese)

[10] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2015.  
TAN D C. Ejection of Interior Ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)

[11] 惠卫华, 鲍福廷, 刘旸. 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 W H, BAO F T, LIU Y. 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)

[12] 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 Y W, DENG K Q, YU X B, 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. (in Chinese)

[13] 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 G X, ZHOU W M, ZHANG G C, 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)

[14] 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.  
HU X L, LE G G, LI R F, 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)

报,2013,47(12):1907-1917.

YANG F Z,WANG H Y,SHEN X H,et al. Super-Directional Element Distribution Model of NLA Based on TR[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2013, 47(12): 1907-1917. (in Chinese)

- [13] 吴索路,欧阳缮,张海如. 基于时间反转的探地雷达多目标成像算法研究[J]. 微波学报,2015,31(5):51-54.  
WU S L, OUYANG S, ZHANG H R. Multi-target Imaging Algorithm Based on Time Reversal for Ground Penetrating Radar Data[J]. Journal of Microwaves, 2015, 31(5): 51-54. (in Chinese)
- [14] FOROOZAN F, ASIF A, JIN Y. Cramér-Rao Bounds for Time Reversal MIMO Radars with Multipath[J]. IEEE Trans Aerospace and Electronic System, 2016, 52(1): 137-154.
- [15] MOHAMMAD H, SAJJADIEN S, ASIF A. Compressive Sensing Time Reversal MIMO Radar: Joint Direction and Doppler Frequency Estimation[J]. IEEE

Signal Processing Letters, 2015, 22(9): 1283-1287.

- [16] 蒋艳英,欧阳缮,晋良念,等. 时间反转在 UWB-MIMO 雷达中的应用[J]. 桂林电子科技大学学报,2013,33(3):173-176.  
JIANG Y Y,OU Y S,JIN L N,et al. Time Reversal Detection in UWB MIMO Radar[J]. Journal of Guilin University of Electronic Technology, 2013, 33(3): 173-176. (in Chinese)
- [17] FOROOZAN F, ASIF A. Time Reversal MIMO Radars for Estimation of Velocity and Direction[C]//In Proceedings of IEEE Statistical Signal Processing Workshop. Ann Arbor: IEEE, 2012: 860-863.
- [18] FOROOZAN F, ASIF A, BOYER R. Time Reversal MIMO Radar: Improved CRB and Angular Resolution Limit[C]//IEEE International Conference on Acoustics. 2013: 4125-4129.

(编辑:徐敏)

\*\*\*\*\*  
(上接第7页)

- [15] 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.  
HU X L, WANG H, LE G G, et al. Influence of Secondary Combustion on the Load and Internal Trajectory of Gas-Ejection Launcher[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(6): 776-781. (in Chinese)
- [16] 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 R F, LE G G, MA D W. The Influence of Combustion Product Properties on Gas-Ejection Interior Ballistic and Load Characteristics [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(2): 245-252. (in Chinese)
- [17] 牛钰森. 自弹式发射内弹道流场特性研究[D]. 北京:北京理工大学,2016.  
NIU Y S. Research on Internal Ballistic Flow Filed Characteristics of Self-Eject Launch [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [18] 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.  
LI R F, LE G G, MA D W, et al. Influence of Tube-Wall Obstacles on Flow Field of Gas-Ejection and Internal Trajectory [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(3): 444-450. (in Chinese)
- [19] GUESSAB A, ARIS A, BOUNIF A. Simulation of

Turbulent Piloted Methane Non-Premixed Flame based on Combination of Finite-Rate /Eddy-Dissipation model[J]. Mechanics, 2013, 19(6):657-664.

- [20] 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.
- [21] 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 X P, LI H B, TANG J L, 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)
- [22] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A New  $k-\epsilon$  Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows[J]. Computers & Fluids, 1995, 24(3):227-238.
- [23] 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 E Y, LE G G, MA D W, et al. Numerical Study on Factors of Interior Ballistic for Low-Temperature Gas-Ejection[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6):1296-1306. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)