

文章编号: 1000-8055(2023)10-2407-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210389

旁泄间隙对燃气弹射内弹道特性影响

赵加鹏, 张 磊, 余湖清, 郭晋兵

(中国船舶集团有限公司 第七一〇研究所, 湖北 宜昌 443003)

摘 要: 为了研究旁泄间隙(发射筒与隔板的间隙)对燃气弹射内外流场及内弹道特性参数的影响, 采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型, 结合动态分层动网格及用户自定义函数(user defined function, UDF)技术, 对燃气弹射过程进行了数值模拟, 分析了旁泄间隙大小对燃气弹射性能的影响, 并进行了地面发射试验。通过与试验数据对比, 验证了燃气弹射仿真模型的有效性。仿真结果表明, 在旁泄间隙出口附近形成明显漩涡, 旁泄间隙的增大会导致低压室压力与加速度峰值减小, 并使试验弹出筒时间延长、出筒速度降低, 但变化趋势呈现非线性特征。旁泄间隙从 2 mm 增大到 6 mm 时, 出筒时间延长 7.7%, 出筒速度降低 16.3%, 可认为在此范围内旁泄间隙的影响幅度相对较小; 但此后旁泄间隙的影响会显著增强, 当旁泄间隙从 6 mm 增大到 8 mm 时, 出筒时间延长 20%, 出筒速度降低 35.8%, 当旁泄间隙增大到 10 mm 时, 试验弹到筒口速度甚至降为 0 m/s。本文研究结果为燃气弹射装置的设计与优化提供参考借鉴。

关 键 词: 燃气弹射; 旁泄间隙; 内外流场; 动态分层技术; 内弹道

中图分类号: V553.1; TJ768

文献标志码: A

Influence of bypass clearance on gas-ejection internal ballistic characteristics

ZHAO Jiapeng, ZHANG Lei, SHE Huqing, GUO Jinbing

(710 Research Institute,

China State Shipbuilding Corporation Limited, Yichang Hubei 443003, China)

Abstract: In order to study the influence of bypass clearance (the clearance between the launcher and the Missile pallet) on the flow fields and characteristic parameters of the gas ejection, realizable turbulence model, dynamic layered dynamic grid and user-defined function technology were used to simulate the process of gas ejection. And the influence of the bypass clearance size on the performance of gas ejection was analyzed. The ground launch test was carried out. Compared with the test data, the effectiveness of the gas ejection simulation model was verified. The simulation results showed that, obvious vortices were formed near the exit of the clearance. As the clearance increased, the pressure in the low-pressure chamber decreased, the acceleration peak decreased, the exit time of missile prolonged and the exit velocity decreased. When the clearance increased from 2 mm to 6 mm, the exit time was only extended by 7.7%, and the exit speed was reduced by 16.3%, the change of exit time and velocity was relatively small within this clearance range. When the clearance increased from 6 mm to 8 mm, the exit time was extended by 20%, and the exit velocity was reduced by 35.8%. When the clearance increased to 10 mm, the ejection of missile failed, and the exit time and velocity changed significantly within this clearance range. The research results provide an important guidance for the optimization design of gas ejection device.

收稿日期: 2021-07-24

作者简介: 赵加鹏(1981—), 男, 研究员, 博士, 主要从事水下发射总体技术研究。

引用格式: 赵加鹏, 张磊, 余湖清, 等. 旁泄间隙对燃气弹射内弹道特性影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2407-2414. ZHAO Jiapeng, ZHANG Lei, SHE Huqing, et al. Influence of bypass clearance on gas-ejection internal ballistic characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2407-2414.

Keywords: gas-ejection; bypass clearance; internal and external flow fields; dynamic layering technology; interior ballistic

低温燃气弹射是一种冷发射技术^[1],通过低温装药燃气发生器所产生的高速燃气射流,在低压室内快速建压并推动弹体出筒。相对于其他常用发射方式,低温燃气弹射具有结构简单、可靠性好、出筒速度高等优势,并较好地改善了发射筒内的热环境和热冲击效应^[2-4]。因此,低温燃气弹射已被广泛应用于陆基及水面水下弹射装置^[5]。

袁曾凤^[6]通过经典内弹道理论分别建立了燃气弹射装置中高压室与低压室的内弹道模型,计算得到了室压及出筒速度变化曲线。芮守祯等^[7]对比分析了几种不同弹射动力系统的特点,讨论了不同弹射动力下内弹道参数的差异。陈力、陈洪杰等^[8-9]通过构建多目标组合优化的策略平台,研究了腔型障碍物对流场的影响机理,对试验弹的燃气弹射内弹道进行了多目标优化设计。张程等^[10]基于 $k-\omega$ SST (shear-stress-transport) 湍流模型,采用域动分层法的动网格技术研究了同心筒发射过程的动态流场,并对其结构进行了优化设计。李仁凤等^[11-12]建立了包含试验弹尾罩运动的初容室二次燃烧流动模型,研究了不同燃烧产物压力、组分浓度以及壁面障碍物对燃气弹射流场和内弹道的影响。邵亚军等^[13]建立了基于真实气体效应的某试验弹弹射的内弹道数学模型,分析了摩擦效应对气体热物性和内弹道性能的影响。惠卫华等^[14]建立了考虑试验数据的低压室内弹道模型,对比分析了地面和水面两种不同环境的燃气弹射参数。李恩义等^[15]研究了燃气总温、氧气质量分数对低温燃气弹射参数的影响。于勇等^[16]利用积分形式动量方程推导出附加弹射力的理论表达式,分析了狭缝宽度、导流锥等因素对附加弹射力的影响,并利用数值模拟技术进行了验证。苗佩云等^[17]研究了同心筒式发射时筒内流场机理,并分析了内外筒间隙和导流锥结构对筒内流场的影响。赵谢等^[18]研究了直线锥、抛物线锥、双曲线锥和椭圆锥等导流锥锥型对弹射内弹道的性能影响。

综上所述,对于燃气弹射现有研究主要是围绕发射筒内的射流流动^[19]、同心筒结构、导流锥结构、燃气参数及二次燃烧等因素对燃气弹射内弹道性能的影响,而关于燃气弹射过程中低压室(发射筒底部)半密封结构及其导致的影响鲜有涉及。为此,本文以低温燃气弹射系统为物理模型,

聚焦于半密封结构中的旁泄间隙,采用动态分层动网格技术,对燃气弹射过程中的内外流场开展数值仿真,并分析旁泄间隙大小对燃气弹射内弹道特性的影响,为弹射装置结构与试验提供参考。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

低温燃气弹射系统主要由固体燃气发生器、隔板、试验弹、适配器、导轨及发射筒组成,其中固体燃气发生器通过细长钢架固定在发射筒底部,如图1所示。在图1的局部放大图中详细展示了发射筒内壁与隔板之间的旁泄间隙结构,为了研究旁泄间隙对燃气弹射内弹道的影响,并结合实际工艺需求,本文分别在旁泄间隙 d 为2、4、6、8、10 mm的条件下开展了数值仿真计算。

燃气弹射简化模型如图2所示。燃气发生器点火后,低温推进剂燃烧产生燃气经喷管加速喷射到低压室,燃气在低压室迅速膨胀做功,推动

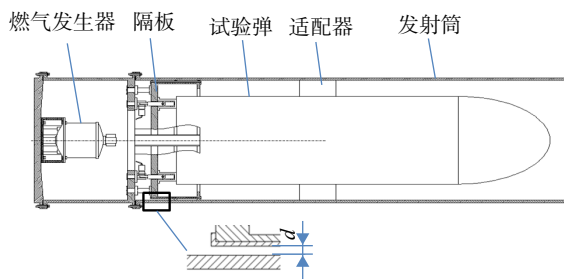


图1 燃气弹射装置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of gas-ejection device

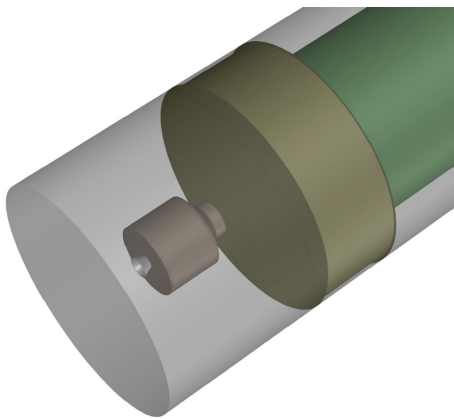


图2 燃气弹射简化模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of simplified model of gas-ejection

隔板和试验弹一起向上运动。燃气弹射系统模型的物理参数值如表 1 所示, m 为试验弹质量; D 为发射筒内径; L 为试验弹在筒内有效行程。

表 1 弹射系统的物理参数

Table 1 Physical parameters of ejection system

参数	数值
m/kg	2 000
D/m	0.825
L/m	7.9

1.2 控制方程

针对低温燃气弹射系统的轴对称性, 采用二维非定常轴对称可压缩 Navier-Stokes 方程组来描述弹射系统内的流动过程。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{u}$ 为流体速度矢量。

动量方程:

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中 u_i 、 u_j 为流体速度, p 为流体压力, x_i 、 x_j 为方向坐标, τ_{ij} 为应力张量。

能量方程:

$$\frac{\partial (\rho H)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij} - q_j) \quad (3)$$

式中 H 为总焓, q_j 为热通量。其中 $H = h + \frac{1}{2} u_i^2$, $h = \frac{1}{2} c_p T$, $q_j = -\frac{\partial T}{\partial x_j}$ 。

1.3 湍流模型

对于流体湍流效应, 采用 Realizable κ - ε 湍流模型。

输运方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

式中 k 和 ε 分别为湍流动能和耗散率, μ 为混合物黏性, μ_t 为湍流黏度, G_k 为平均速度梯度引起的湍流动能生成项, σ_k 为模型常数。

湍流动能耗散率方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (5)$$

式中 S 为平均特征应变率, ν 为运动黏度, σ_ε 、 C_1 、 C_2 为模型常数。

1.4 试验弹运动规律

在弹射过程中, 试验弹由于燃气推力的作用沿着导轨向上运动。试验弹在轴线方向上受到燃气推力 F_g 、重力 mg 和摩擦力 F_f 的共同作用, 其合力 F 公式为

$$F = F_g - mg - F_f \quad (6)$$

非定常计算到第 N 个时间步时, 试验弹沿轴线方向的速度 v_N 和位移 l_N 分别由下式求得, 其中 Δt 为计算时间步长。

$$v_N = v_{N-1} + \left(\frac{F_{N-1}}{m} \right) \Delta t \quad (7)$$

$$l_N = l_{N-1} + v_N \cdot \Delta t \quad (8)$$

式中分别给出试验弹在某个时间步的速度与位移, 采用动态分层技术对每个时刻的网格进行更新, 模拟试验弹在流场中的运动。

1.5 计算方法

结合用户自定义函数 (UDF) 技术, 耦合试验弹运动方程组及燃气发生器内弹道参数求解得到试验弹速度、加速度及位移。湍流模型选用 Realizable κ - ε 模型, 更好的处理高应变率和流线弯曲程度较大流动。采用有限体积法离散控制方程, 在压力-速度耦合求解中采用 PISO 算法, 动量方程项离散选用 1 阶迎风格式, 压力梯度项离散采用 Standard 格式, 湍流输运方程的离散采用 1 阶迎风格式。

1.6 网格模型及边界条件

计算域包含了发射筒的内外流场区域, 网格划分如图 3 所示, 均采用结构化网格, 对喷管、弹

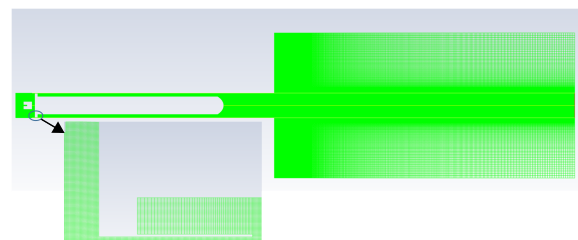


图 3 计算模型及网格

Fig. 3 Calculation model and mesh

体及筒口附近区域进行局部加密处理。通过网格无关性分析,确定的网格数为 32 万。为了适应隔板和试验弹的运动,采用动态分层动网格技术。

喷管入口设置为压力入口边界条件,并给定了燃烧室的压力-时间曲线。燃气发生器壁面、喷管壁面以及发射筒壁面均设置为无滑移固壁边界条件。计算域的外边界设置为压力出口边界,初始压力为环境压力。

2 结果与讨论

2.1 试验验证

为了充分验证非完全密封燃气弹射能力,按照全尺度对地面验证系统进行设计,主要包括发射筒、试验弹、支撑架和测量系统。燃气弹射装置的物理参数与表 1 相同,旁泄间隙 d 为 6 mm。试验中用压力传感器记录发射筒低压室内的压力数据,用高速摄像机记录发射过程中试验弹出筒运动及筒口燃气的图像信息,为保证试验装置及设备的安全性,在倾斜 10° 角方向发射。

图 4 为利用高速摄像机拍摄的低温燃气弹射过程中试验弹的运动和燃气流动状态时序图片。在点火瞬间,燃气发生器产生的燃气迅速流入低压室,在低压室聚集到一定压力后,推动试验弹运动。从图 4(a)、图 4(b)中可以看出,试验弹在出筒过程中一直被白烟笼罩,说明发射筒底部有部分燃气从旁泄间隙流出,对低压室的内弹道特性有一定影响。到图 4(d)时试验弹穿过烟雾达到最高点,适配器出筒后在试验弹周围向外侧运动。

图 5 为试验测得的燃气发生器的燃烧室压力 p_1 曲线,最大压力为 p_0 ,并将此曲线作为仿真计算的输入条件。由于采用了增面燃烧的装药设计,因此燃烧室压力会随着燃面的退移而逐渐升高。

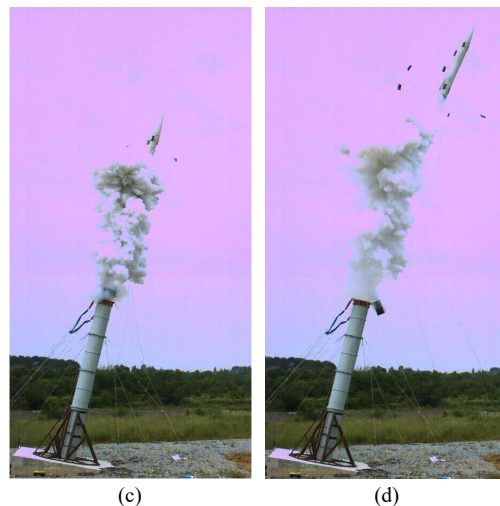
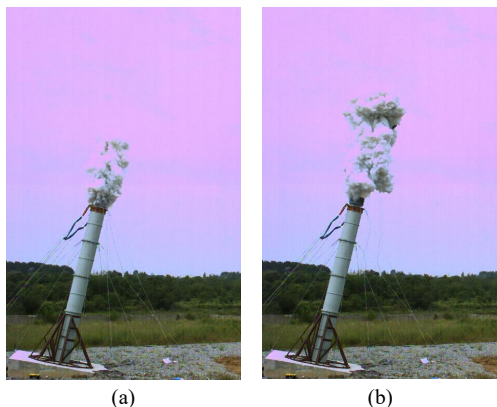


图 4 试验弹发射过程的时序图

Fig. 4 Sequence diagram of launching process of test missile

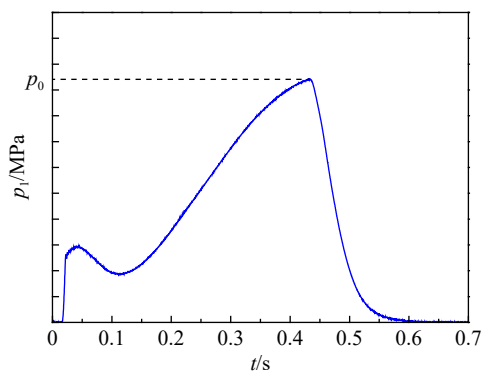


图 5 燃气发生器腔内压力

Fig. 5 Pressure in the gas generator chamber

为了验证数值方法的准确性和有效性,将旁泄间隙为 6 mm 时低压室压力 p_2 的仿真曲线与发射试验结果进行比较,如图 6 所示。从图中可以看出,两者压力曲线吻合较好,压力变化趋势基本一致,成功捕捉了压力双峰,峰值的最大相对误差为 3.9%,表明了本文采用的计算模型和数值

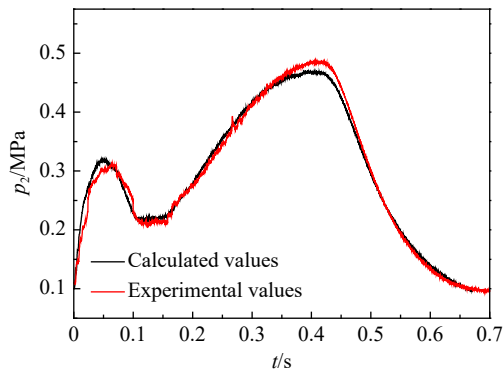


图 6 计算值与试验结果的比较

Fig. 6 Comparison of calculated and test values

方法具有较高可信度。

2.2 发射流场特性分析

以旁泄间隙为 6 mm 的仿真结果为例, 分析低温燃气弹射过程的流场特征。图 7 为不同时刻筒底和旁泄出口的流场速度分布云图及流线图。从图中可以看出, 当 $t=0.1$ s 时, 燃气发生器点火后产生的燃气流不断膨胀, 在喷管出口形成明显的激波, 由于突扩流动导致在筒底两侧出现大的漩涡结构。在试验弹运动过程中, 部分燃气从隔板与发射筒的间隙排出, 并在间隙出口台阶下游形成回流漩涡, 即发生旁泄流动现象。当 $t=0.2$, 0.3 s 时, 随着隔板向前运动, 间隙出口的漩涡也随之向前移动, 并且旁泄间隙流动的速度也逐渐增大。

图 8 为弹射装置内外流场在不同时刻的温度分布云图与速度流线图。从图中可以看出, 当 $t=0.1$ s 时, 在发射初始阶段, 由于燃气生成量有限, 膨胀流动至低压室的燃气温度相对较低。少量燃气开始通过间隙流入弹筒之间区域, 并在弹筒出

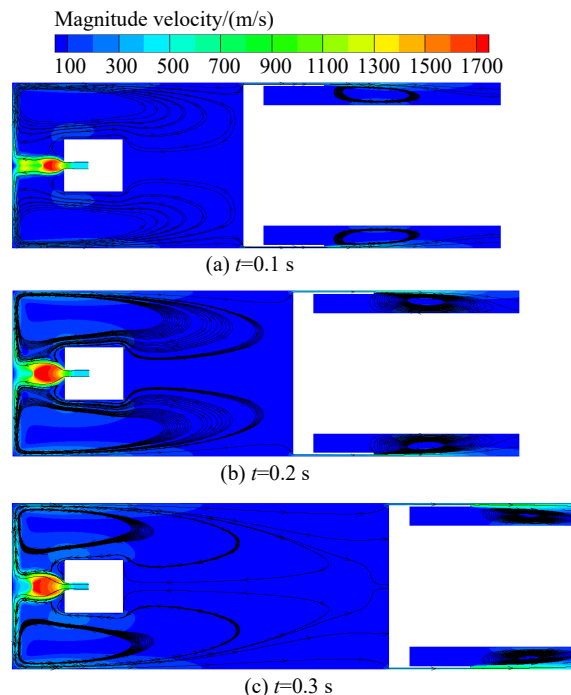


图 7 筒底和旁泄出口速度云图及流线图

Fig. 7 Velocity distribution in the bottom and at the gap outlet

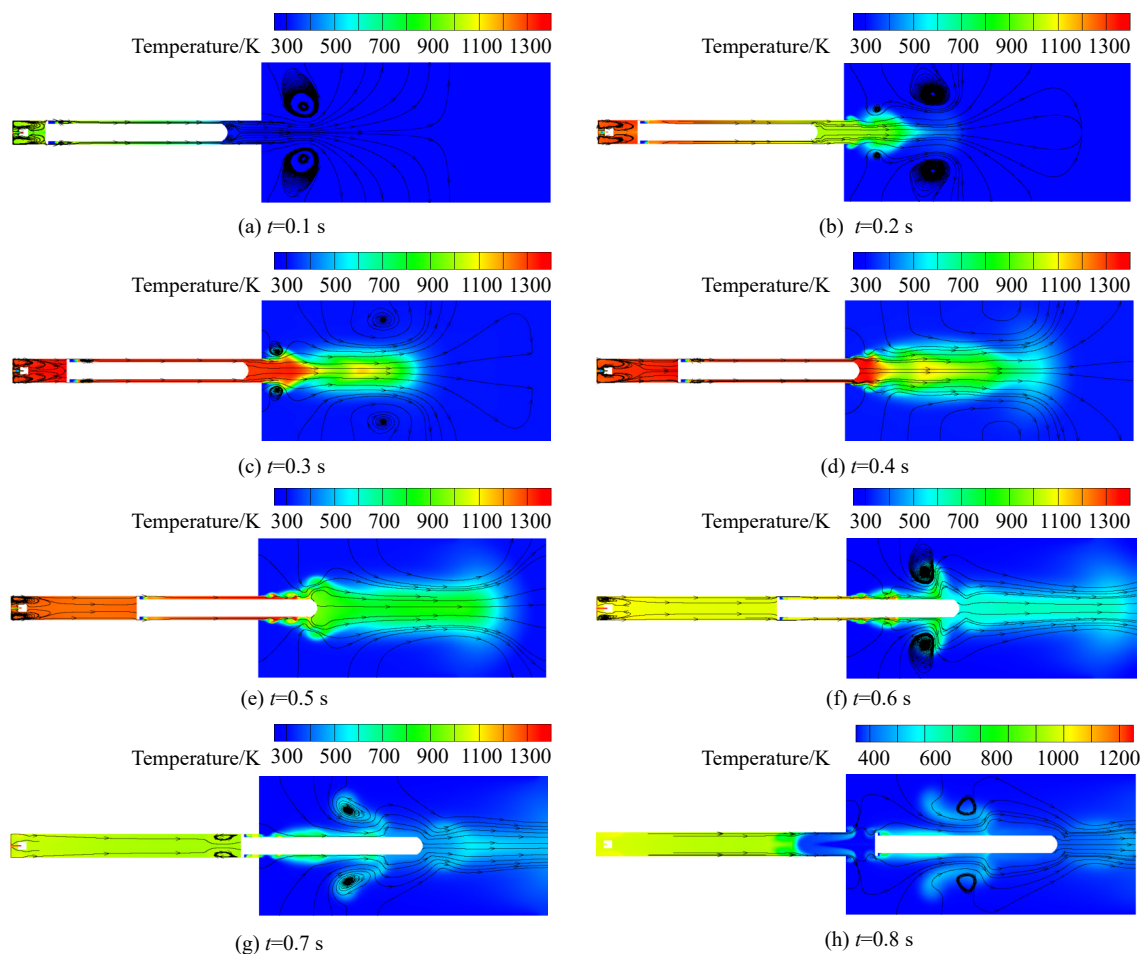


图 8 不同时刻温度场分布云图及速度流线图

Fig. 8 Contours of gas temperature and velocity streamlines at different moments

口生成明显的漩涡结构,但此时弹体头部与外场的温度升幅均不明显。当 $t=0.2, 0.3$ s时,高温燃气已充满隔板底部,低压室温度显著增高,而且随着弹体运动,不断有热燃气流出筒口,主涡环也随之流向下游,其涡环直径也不断增大,而且上游临近筒口处出现2阶涡;受热燃气的影响,弹体周围温度明显升高,即使是弹头也处于高温燃气的包裹之中。当 $t=0.4\sim 0.7$ s时,弹体逐步伸出发射筒,对筒口的环状射流结构产生较大影响;在弹体周围会逐步形成新的涡环,并被弹体不断拖拽变形,而且在出筒弹体表面上还出现了较为明显的不稳定壁面射流特征;在弹头出筒之前,弹体周围温度一直处于较高水平,随着弹体的逐步推出,其周围温度迅速降低。在隔板出筒前后时,空气不断从筒口吸入,并在隔板底部形成漩涡。此时燃气发生器已经结束工作,发射筒内的温度继续降低。当 $t=0.8$ s时,试验弹和隔板均已完全出筒。

2.3 旁泄间隙大小对弹射性能的影响

图9、图10和图11分别为5种不同旁泄间隙条件下的弹射试验弹位移、加速度和速度变化曲线。从图9可以看出,随着间隙的增大,试验弹出筒的时间越长。当间隙为2 mm时,试验弹出筒时间为0.65 s;当间隙增大到4、6、8 mm时,相对于2 mm间隙,出筒时间分别延长了3.1%、7.7%与29.2%。当间隙增大为10 mm时,在1.38 s时隔板刚到筒口附近,此间隙下试验弹不能被弹射出筒。

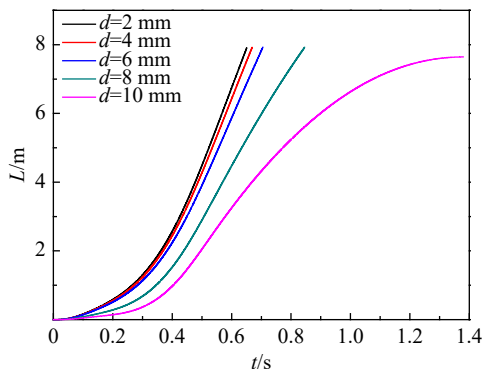


图9 试验弹位移

Fig. 9 Displacement of test missile

从图10可以看出,不同间隙大小下的试验弹加速度与低压室的压力变化趋势同步。当隔板与发射筒间隙增大时,在发射过程中燃气的泄漏量增加,低压室压力减小,弹射推力减小,试验弹的

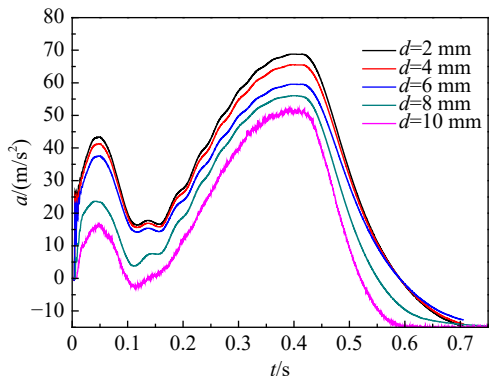


图10 试验弹加速度

Fig. 10 Acceleration of test missile

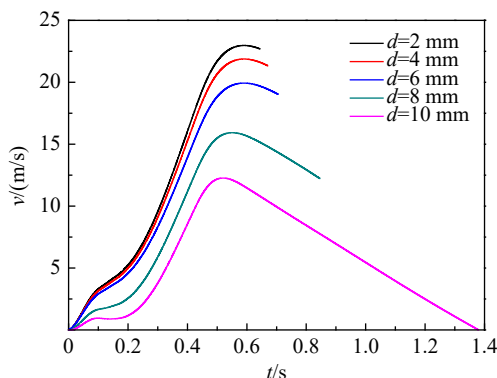


图11 试验弹速度

Fig. 11 Velocity of test missile

加速度减小。在 $t=0.41$ s附近,不同间隙工况下试验弹加速度均达到最大值。

从图11可以看出,随着旁泄间隙的增大,试验弹的出筒速度减小。当间隙为2 mm时,试验弹的出筒速度为22.7 m/s;当间隙增大到4 mm时,出筒速度减小5.7%;间隙从4 mm增大到6 mm时,出筒速度减小11.2%;间隙从6 mm增大到8 mm时,减小35.8%;间隙增大到10 mm时,未能成功出筒。由此可见,隔板与发射筒间隙对试验弹出筒速度的影响具有明显的非线性特征。采用指数衰减方程对间隙与试验弹出筒速度的函数关系进行拟合,如图12所示,拟合出的函数关系为

$$v = 24.1 - 0.61e^{d/2.71} \quad (9)$$

式中 v 为出筒速度, m/s; d 为隔板与发射筒间隙大小, mm。

从不同间隙下的弹射性能可以看出,当旁泄间隙为2~6 mm时,燃气弹射内弹道参数变化相对较小,对弹射性能的影响不明显;当间隙增大至6~10 mm时,弹射内弹道参数对间隙变化更为敏感,受影响的幅度显著。因此,旁泄间隙应

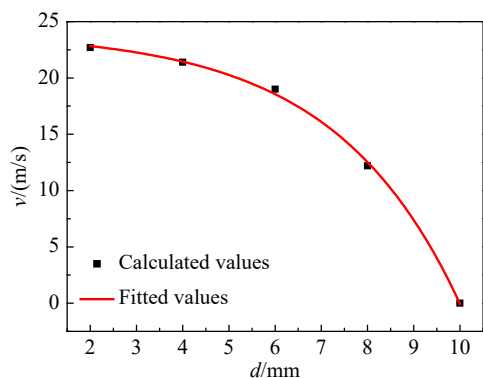


图 12 试验弹出筒速度

Fig. 12 Exit velocity of test missile

与弹射系统内弹道参数合理匹配。

3 结 论

本文采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型与动态分层动网格技术对燃气弹射过程进行了数值模拟, 研究了隔板与发射筒之间的旁泄间隙大小对弹射过程及性能的影响, 结论如下:

1) 建立了考虑燃气泄漏的低温燃气弹射二维轴对称仿真模型, 通过与试验测试数据对比, 验证了仿真模型的有效性。

2) 弹射启动后, 部分燃气从旁泄间隙流出, 并经过弹体与筒壁间喷出, 在环状射流建立之后, 并在弹头出筒之前, 弹体(包括弹头)要承受高温燃气环境的冲击; 随着弹体出筒, 其热环境会迅速改善。

3) 当隔板与发射筒间隙在 2~6 mm 范围内, 燃气弹射内弹道参数变化相对较小, 间隙从 2 mm 增大到 4 mm 时, 出筒时间仅延长 3.1%, 出筒速度降低 5.7%; 当间隙在 6~10 mm 范围内, 进入弹射内弹道参数敏感区, 变化较为显著, 间隙从 6 mm 增大到 8 mm 时, 出筒时间延长 20%, 出筒速度降低 35.8%。

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.
- [2] 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.
- [3] EDQUIST C. Prediction of the launch pulse for gas generator launched missiles[R]. AIAA 1988-3290, 1988.
- [4] 江晓瑞, 李卓, 钱程远, 等. 导弹弹射气体冲击载荷实验与仿真研究[J]. 振动与冲击, 2020, 39(11): 109-115.

- nal of Vibration and Shock, 2020, 39(11): 109-115. (in Chinese)
- [5] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [6] 袁曾凤. 弹射内弹道中的相似方法研究[J]. 兵工学报, 1987, 8(1): 8-18.
- YUAN Zengfeng. Similitude method in the interior ballistics of ejectors[J]. *Acta Armamentarii*, 1987, 8(1): 8-18. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 陈力, 程洪杰, 赵媛, 等. 导弹燃气弹射内弹道多目标优化设计[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2651-2659.
- CHEN Li, CHENG Hongjie, ZHAO Yuan, et al. Multi-objective combination optimization design of missile gas-ejection internal ballistic[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2651-2659. (in Chinese)
- [9] 程洪杰, 陈力, 赵媛, 等. 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[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 241-249.
- CHENG Hongjie, CHEN Li, ZHAO Yuan, et al. Ordinal optimization of ring cavity structure parameters for gas ejection device based on missile pressure impact smoothness[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 241-249. (in Chinese)
- [10] 张程, 夏智勋, 马超, 等. 基于 $k-\omega$ SST 模型的同心筒发射装置流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2331-2338.
- ZHANG Cheng, XIA Zhixun, MA Chao, et al. Numerical simulation of flow field of concentric canister launcher based on $k-\omega$ SST turbulence model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(11): 2331-2338. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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 Renfeng, LE Guigao, MA Dawei, 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)
- [13] 邵亚军, 张炜, 高钦和, 等. 黏性对高压空气弹射装置内弹道性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1933-1942.
- SHAO Yajun, ZHANG Wei, GAO Qinhe, et al. Influence of viscosity on interior ballistics of high-pressure air ejection device[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(8): 1933-1942. (in Chinese)
- [14] 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 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)
- [15] 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. (in Chinese)

- [16] 于勇, 母云涛. 同心筒式发射装置附加弹射力影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 980-986.
YU Yong, MU Yuntao. Influential factors analysis to additional ejection force in concentric canister launcher[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 980-986. (in Chinese)
- [17] 苗佩云, 袁曾凤. 同心筒式发射时筒内流场机理及内外筒间隙的影响[J]. 战术导弹技术, 2006(1): 8-13.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. The effect of flow mechanism and annular sizes on concentric canister launcher[J]. Tactical Missile Technology, 2006(1): 8-13. (in Chinese)
- [18] 赵谢, 程洪杰, 赵媛, 等. 导流锥锥型对燃气弹射内弹道的影响数值研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(2): 243-249.
ZHAO Xie, CHENG Hongjie, ZHAO Yuan, et al. Influence of diversion cone on gas-ejection internal ballistic[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(2): 243-249. (in Chinese)
- [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: 张 雪)