

双脉冲固体火箭发动机隔塞运动特性

张继业¹, 李映坤², 韩峰¹, 严登超³

(1. 北京理工大学机电学院, 北京 100081;

2. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094;

3. 中国航天科工集团有限公司江南机电设计研究所, 贵阳 550009)

摘 要: 以双脉冲固体火箭发动机隔塞的运动过程为研究对象, 搭建了脉冲隔离装置冷气冲击实验平台, 获得了隔塞在 I 脉冲燃烧室中的运动规律。采用动态结构嵌套网格方法, 对隔塞的运动过程进行了数值模拟, 分析了隔塞运动过程中流场结构, 揭示了隔塞运动规律的形成机制。研究表明: 对于单孔隔板, 隔塞在燃烧室中沿轴向平稳运动, 随着驱动压强的上升, 隔塞运动的初始加速度增加, 运动速度有所上升; 对于多孔隔板, 由于隔板级间孔和隔塞对燃烧室内流场结构的干扰, 导致多个隔塞在 I 脉冲燃烧室中的运动过程异常复杂, 出现转动和翻覆现象; 且随着时间的推移, 隔塞的运动速度、姿态和位置差异逐渐增大, 合理的隔板级间孔设计可以有效避免隔塞在喷管喉部处聚集。

关 键 词: 双脉冲固体火箭发动机; 隔塞运动; 马赫盘; 嵌套网格; 脉冲隔离装置

中图分类号: V435

文献标志码: A

Characteristics of plug motion in dual pulse solid rocket motor

ZHANG Jiye¹, LI Yingkun², HAN Feng¹, YAN Dengchao³

(1. School of Mechatronics Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. School of Mechanical Engineering,

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

3. Jiangnan Design Institute of Machinery and Electricity,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Guiyang 550009, China)

Abstract: Taking the plug motion process of the dual pulse solid rocket motor as the research object, a cold gas impact experimental platform for the pulse separation device was built, and the motion law of the plug in the first pulse combustion chamber was obtained. The dynamic structure overset grid method was used to simulate the motion process of the plug. The flow field structure during the motion of the plug was analyzed and the formation mechanism of the plug motion law was revealed. The study results showed that for pulse separation device with one hole, the plug moved smoothly along the axial direction in the combustion chamber. As the pressure rose, the initial acceleration of the plug increased and the motion speed increased slowly. For pulse separation device with several holes, due to the interference of the hole structures and the plugs on the flow field structure in the combustion chamber, the motion process of multiple plugs in the first pulse combustion chamber was extremely complicated, presenting the phenomenon of rotation and overturning. The difference in the

收稿日期: 2020-06-09

作者简介: 张继业(1982—), 男, 博士生, 主要从事固体火箭发动机研究。

引用格式: 张继业, 李映坤, 韩峰, 等. 双脉冲固体火箭发动机隔塞运动特性[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 216-224. ZHANG Jiye, LI Yingkun, HAN Feng, et al. Characteristics of plug motion in dual pulse solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 216-224.

motion speed, posture and position of the plug gradually increased with time. A reasonable design of the hole distribution can effectively prevent the plugs from gathering at the nozzle throat.

Key words: dual pulse solid rocket motor; plug motion; Mach disk; overset grid; pulse separation device

为实现固体火箭发动机能量的最优管理,提出了双脉冲固体火箭发动机(以下简称双脉冲发动机)的概念^[1]。该发动机采用脉冲隔离装置将燃烧室分隔为多段,且共用一个喷管,实现了推力的间歇式释放,并可根据任务需求,合理调节推力分配以及两级脉冲间隔时间,满足现代战争对导弹武器系统远射程、强机动性、易可控性、高末端速度的指标要求。

脉冲隔离装置为双脉冲发动机关键核心技术之一,根据其结构和材料的不同,可以分为金属膜片式、陶瓷舱盖式、软质隔层式以及非金属隔塞式等。目前,针对双脉冲发动机隔离装置的工作过程,国内外学者相继展开了大量研究。国外 Naumann、Stadler、Schilling、Harold、Javed 等^[2-6]分别针对脉冲隔离装置结构设计、实验验证、内流场特性等进行了详细的研究。国内,王长辉、王伟、付鹏等^[7-9]分别对陶瓷舱盖式、金属膜片式和软质隔层式双脉冲发动机进行了有限元仿真、理论分析和实验研究。张晓光等^[10]分析了双脉冲发动机复合喷管绝热材料的传热烧蚀特性。尹自宾等^[11]通过数值模拟研究了Ⅱ、Ⅲ脉冲工作状态下脉冲隔离装置结构对双脉冲发动机三维内流场的影响。刘伟凯等^[12]采用大涡模拟方法研究了隔舱消融对双脉冲发动机燃烧室内压力振荡的影响。杨春庆、李映坤等^[13-15]则分别对软质隔层式和金属膜片式双脉冲发动机的Ⅱ脉冲点火过程进行了数值模拟研究。

上述研究主要针对金属膜片式和软质隔层式双脉冲发动机,而对于非金属隔塞式(下文简称为隔塞式)双脉冲发动机的工作过程研究较少。国外日本的 Nishii 等^[16]对设计的隔塞式双脉冲发动机进行了实验研究,获得了两级脉冲发动机推力时间曲线。国内李江等^[17]采用 X 射线高速实时荧屏分析技术,展开了隔塞式双脉冲发动机Ⅱ脉冲点火过程的内视研究。近几年,严登超等^[18]对隔塞式双脉冲发动机的Ⅱ脉冲点火瞬态过程进行了仿真研究。梅开等^[19]设计了一种以堵板和塞子为主体结构的脉冲隔离装置,并通过实验研究了其承压和打开工作过程。然而,隔塞式双脉冲发动机Ⅱ脉冲点火工作过程中,Ⅰ脉冲燃烧室

内运动的隔塞会对燃烧室的局部热防护结构产生影响,同时隔塞易聚集在喷管喉部附近,导致燃烧室内的压力剧烈升高,从而引发爆炸事故。但是目前鲜有双脉冲发动机隔塞运动特性的实验和仿真研究公开报道。

本文以隔塞式双脉冲发动机为研究对象,设计模拟Ⅱ脉冲点火的冷气冲击实验,对Ⅰ脉冲燃烧室内隔塞的运动过程进行研究。同时基于嵌套网格方法对隔塞的运动过程进行数值模拟,分析隔塞运动过程中的燃烧室内流场演化过程。研究成果可为隔塞式双脉冲发动机脉冲隔离装置结构与喷管喉部的匹配设计,以及隔塞对燃烧室/喷管绝热层的撞击损伤研究奠定基础。

1 实验系统与方法

1.1 冷气冲击实验系统

为研究Ⅰ脉冲燃烧室内隔塞的运动过程,本实验采用冷气冲击系统模拟Ⅱ脉冲发动机点火的气流冲击,实验系统如图1所示,主要包括高压供气系统、储气系统、过渡连接系统、实验发动机结构和测试系统等组成,实验系统的详细设计见文献^[20]。采用高压氮气罐向储气室中充气,并通过减压阀调整储气室中的压力,以满足不同模拟工况的要求。过渡连接系统通过法兰盘连接储气室和实验发动机,其主要由刻槽金属膜片、撞针、牵引磁铁闭锁器、活塞、螺纹杆等组成,储气室高压气体与下游低压气体通过金属膜片隔开。实验过程中,闭锁器控制撞针顶破金属膜片,储气室中高压气体瞬间流入实验发动机测试段中,用于模拟Ⅱ脉冲发动机点火过程中的压力瞬态冲击过程,真实复现燃烧室内的激波、膨胀波、压缩波等流动现象。

图2为隔塞式双脉冲实验发动机实验装置和结构示意图,Ⅱ脉冲燃烧室内设置模拟药柱,用于模拟发动机点火过程中燃烧室内的自由容积与流动状态,Ⅰ脉冲燃烧室材料选用有机玻璃,便于观察隔塞的运动。模拟装药的上游连接冷气冲击系统的转接段,用来模拟Ⅱ脉冲点火器出口。脉冲隔离装置由隔板和隔塞组成,其中隔板设置有级

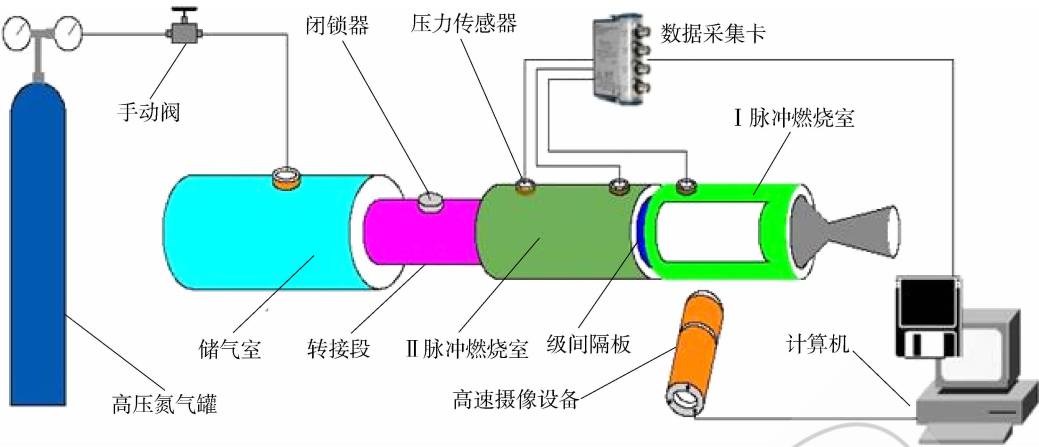
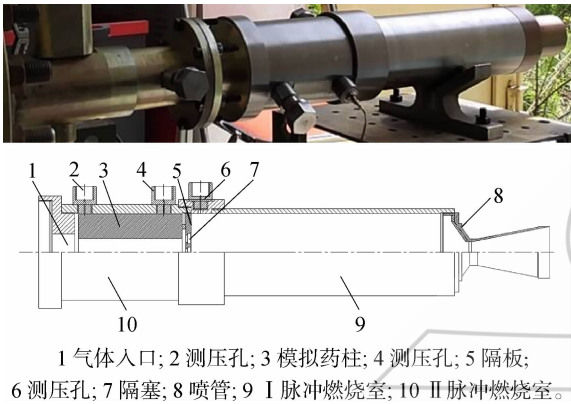


图 1 冷气冲击实验系统
Fig. 1 Experiment system of cold gas impact



1 气体入口; 2 测压孔; 3 模拟药柱; 4 测压孔; 5 隔板;
6 测压孔; 7 隔塞; 8 喷管; 9 I 脉冲燃烧室; 10 II 脉冲燃烧室。

图 2 隔塞式双脉冲实验发动机结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of dual pulse experiment
motor with plug

间孔,级间孔内安装隔塞,当 I 脉冲工作时,隔塞可以承受 I 脉冲燃烧室内的高压燃气;当 II 脉冲点火工作时,隔塞被吹出隔板,在 I 脉冲燃烧室内运动。

1.2 测试系统

测试系统主要由高速相机、同步器和计算机组成,同步器用于控制高速相机的采集时间,且本文假设隔塞进入视场时为零时刻。高速相机型号为 Phantom 公司的 610 L,其采集最高频率达到 200 000 帧/s,本文实验图片的采样频率为 4 166 Hz,时间间隔为 0.24 ms。同时,在 I 脉冲燃烧室内壁面放置坐标纸,为隔塞运动过程的直接定性观测提供参照;通过相同时间间隔内隔塞的运动距离,计算得到隔塞的运动速度,每幅图像的隔塞飞行距离采用基于灰度变化的图像处理技术进行定位,处理方法精度为 0.3 mm。

1.3 实验工况

储气室压力为 0.5、1.0 MPa 和 1.5 MPa,脉

冲隔离装置隔板结构如图 3 所示,隔板外径为 86 mm, I 脉冲燃烧室长度为 300 mm,喷管喉径为 23 mm,其中图 3(a)为单孔隔板 a,图 3(b)、图 3(c)和图 3(d)分别为级间孔分布不同的 9 孔隔板 b、c、d,图 3(e)为安装隔塞的隔板实物图,具体的工况如表 1 所示。隔塞直径为 6 mm,单孔隔板隔塞直径为 16 mm,多孔隔板隔塞直径为 11 mm。

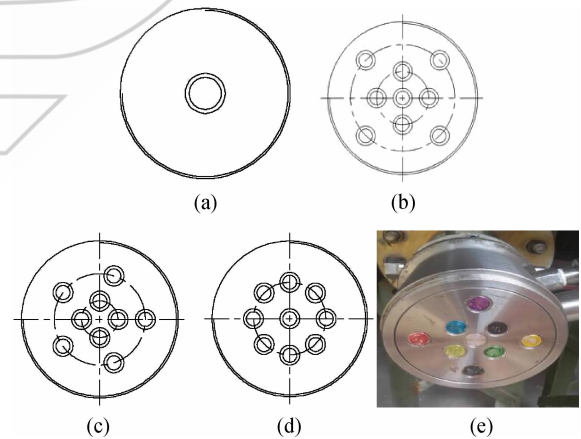


图 3 隔板结构
Fig. 3 Schematic diagram of clapboard

表 1 不同工况下的参数值 Table 1 Experimental parameters of different cases		
工况	高压区压力/MPa	隔板类型
1	0.5	a
2	1.0	a
3	1.5	a
4	1.0	b
5	1.0	c
6	1.0	d

隔板材料为 40Cr, 隔塞材料为铝合金, 所有隔塞均由同一胚料加工而成, 隔塞与隔板级间孔之间过盈配合, 保证隔板级间孔内表面和隔塞外表面尺寸公差与加工精度一致, 以减小摩擦力散布的影响。

2 数值模拟方法与计算模型

2.1 数值计算方法

隔塞运动过程中流体计算区域不断变化, 控制方程中需考虑网格运动, 故采用任意拉格朗日-欧拉 (arbitrary Lagrangian Eulerian) 描述的可压缩非定常二维轴对称 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{U} dV + \iint_S (\mathbf{F}_e - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \iiint_V \mathbf{H} dV \quad (1)$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量的一般形式; $\mathbf{F}_e$ 为无黏通量; $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量; $\mathbf{H}$ 为轴对称几何源项; $\mathbf{F}_e = \mathbf{F}_i + \mathbf{G}_j$; $\mathbf{F}_v = \mathbf{F}_v i + \mathbf{G}_v j$; $\mathbf{n}$ 为控制体表面的法向量; (i, j) 表示直角坐标系两个坐标方向 (x, y) 的单位矢量; S 为控制体面积; V 为控制体体积; t 为时间。以上各式的具体形式参考文献[21]。

采用基于格心多块结构网格有限体积法对流体控制方程进行求解, 其中对流通量离散采用三阶 MUSCL (monotone upstream centered scheme for conservation laws) 重构格式和 AUSMPW+ (advection upstream splitting method by pressure-based weight function) 格式^[22], 时间推进采用双时间步 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidel) 时间离散方法^[23]。隔塞的运动采用嵌套网格方法处理, 通过“hole-map”方法确定洞边界^[24], 贡献单元的寻找采用矢量判别法^[25], 计算方法的验证见文献[21]。

2.2 计算模型及边界

将冷气冲击实验系统简化为二维轴对称模型, 以工况 3 为研究对象, 计算模型与边界如图 4 所示。计算初始时刻金属膜片上游为高压区域 (1.5 MPa), 下游为低压区域 (0.1 MPa), 温度为

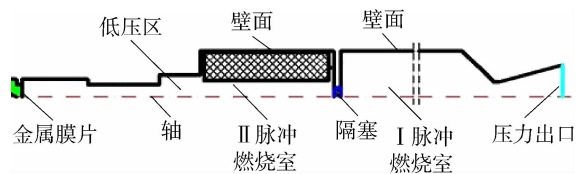


图4 计算模型与边界

Fig. 4 Computational model and boundary conditions

300 K, 气体保持静止, 出口设置为压力出口边界条件, 其余表面均设置为绝热无滑移壁面。

图 5 所示为计算模型网格划分, 整个计算域采用多块结构化网格, 壁面处网格进行局部加密处理, 经网格无关性验证后选择的网格单元总数约为 21.5 万。图 5 中 I 脉冲燃烧室网格为背景网格 (黑色), 隔塞表面的贴体网格 (红色) 覆盖在 I 脉冲燃烧室的背景网格之上, 隔塞运动过程中贴体网格跟随隔塞运动, 通过上述嵌套网格方法处理物理量的搜寻与传递。隔塞运动规律采用牛顿第二定律描述, 作用在隔塞上的合力由其表面压力积分得到。

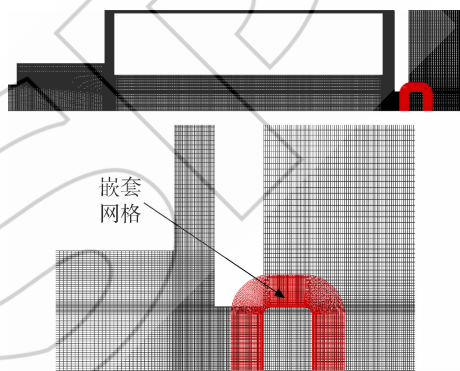


图5 计算网格

Fig. 5 Computational mesh

3 结果分析

3.1 单个隔塞运动特性实验结果分析

图 6 所示为工况 1 下隔塞在 I 脉冲燃烧室内的运动轨迹 (本文将隔塞进入视场瞬间定义为 $t = 0 \text{ ms}$, 图中水平方向为 x 轴方向)。从图中可以看出, 隔塞从隔板级间孔喷出后, 在 I 脉冲燃烧室内的飞行姿态与在隔板级间孔中的安装状态保持一致, 且运动方向与燃烧室轴线方向基本平行, 未发生转动、翻覆等复杂刚体运动行为, 隔塞运动过程中与燃烧室壁面未发生碰撞。对于单孔隔板, 隔塞在 II 脉冲高压气体的冲击作用下从隔板级间孔喷出, 随后在 I 脉冲燃烧室中平稳运动。此外, 通过实验观察发现, 对于单个中心轴上的隔塞, 当其运动至喷管收敛段时, 并未与喷管收敛段壁面发生碰撞, 而是直接从喷管喉道内喷出。

通过相同时间间隔内隔塞的相对位置, 计算得到隔塞的瞬态运动速度, 进一步处理得到隔塞的运动速度随时间变化曲线, 不同压力驱动下的计算结果如图 7 所示。由图可见, 随着驱动压力

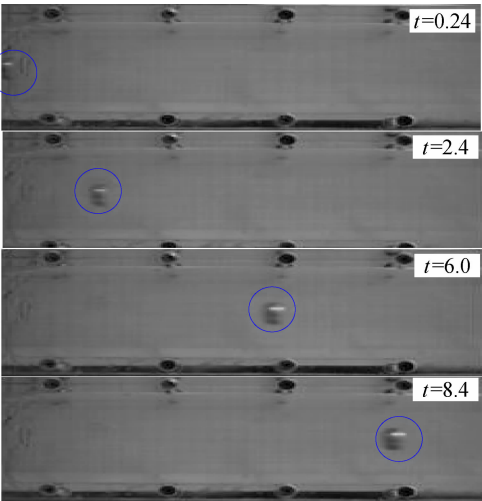


图 6 工况 1 下活塞的运动轨迹(单位:ms)
Fig. 6 Plug trajectory for case 1 (unit:ms)

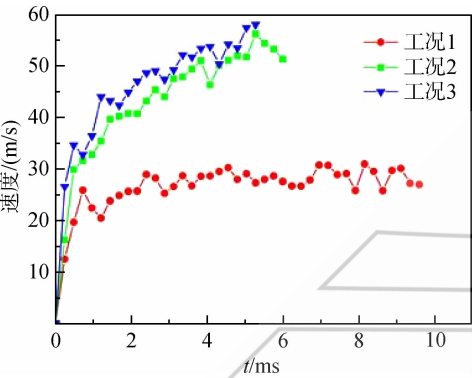


图 7 不同工况下活塞的运动速度历程
Fig. 7 History of plug velocity for different cases

的增加,活塞的初始运动速度升高,这是因为较高压驱动下活塞表面受力较大,导致加速度升高,工况 1、工况 2 和工况 3 中活塞从隔板级间孔喷出的瞬时加速度值分别为 51.79、67.34、110.51 m/s^2 。进一步分析发现,随着活塞在 I 脉冲燃烧室中继续飞行,对于驱动压力为 0.5 MPa 时(工况 1),活塞的运动速度增加不明显,基本处于匀速运动状态;当驱动压力为 1.0 MPa(工况 2)和 1.5 MPa(工况 3)时,活塞运动速度增加较为明显,远大于 0.5 MPa 工况下的运动速度值。同时,相对于 1.0 MPa 工况,1.5 MPa 工况下活塞运动速度增加幅度较小,这是由于随着驱动压力的逐渐升高,活塞离开隔板级间孔瞬间,高压气体在隔板级间孔处出现壅塞现象所致。图 8 所示为 $t=3.6$ ms 不同驱动压力下活塞在 I 脉冲燃烧室内的运动位置,由图可见,相比于 0.5 MPa 工况情况,1.0 MPa 和 1.5 MPa 驱动压力下活塞的相对位置较

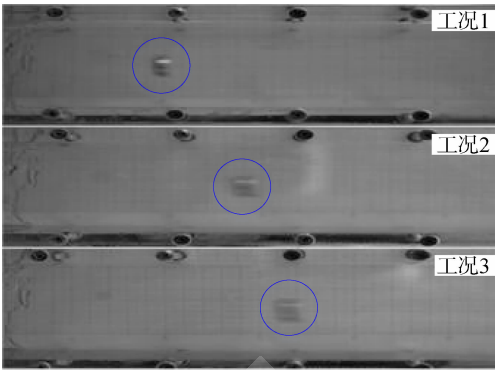


图 8 不同压力驱动下活塞的运动位置($t=3.6$ ms)
Fig. 8 Plug locations for different pressures ($t=3.6$ ms)
为接近。

3.2 单个活塞运动特性仿真分析

图 9 所示为工况 3 下活塞在 I 脉冲燃烧室运动过程的马赫数演化历程。由图可见,活塞从隔板级间孔喷出后,II 脉冲燃烧室内的高压气体流经隔板级间孔后突然释放,急剧压缩初始环境中的空气,并与运动中的活塞相互干扰,最终在 I 脉冲燃烧室前端内形成了复杂的流场结构。从图 9(a)和图 9(b)可以发现,高压气体从隔板级间孔释放后,在 I 脉冲燃烧室内逐渐开始膨胀加速,同时受到运动中活塞的阻碍作用,高压气体压缩空气形成的冲击波主要在活塞周围沿径向传播,在活塞后端(靠近隔板级间孔的端面)形成了一个马赫环。此外,由于活塞的运动速度远低于气体膨胀后的流动速度,因此在活塞后端面上形成了初始脱体激波。

随着活塞的持续加速运动,活塞后端形成的脱体激波更加明显,并与隔板级间孔下游形成的马赫盘相互干扰,导致马赫盘产生了畸变。同时,沿径向传播的冲击波与燃烧室壳体壁面相互作用产生反射激波,如图 9(c)~图 9(e)所示。在 $t=2.5$ ms 时刻,马赫盘受活塞运动的影响降至最低,燃烧室内形成了完整的马赫盘,如图 9(f)所示。随着时间的推移,由于高压气体的持续膨胀作用, I 脉冲燃烧室内逐渐形成一系列马赫盘,但是活塞与其他马赫盘的相互作用干扰强度逐渐降低。

图 10 所示为 $t=2.16$ ms 和 $t=3.84$ ms 时刻活塞运动位置仿真结果与实验拍摄图像的对比。从图中可以看出,数值计算得到的活塞运动位置与实验结果吻合较好。图 11 所示为活塞的受力情况以及运动速度的数值仿真结果与实验结果的对比,由图可知,活塞喷出隔板级间孔后,受到隔

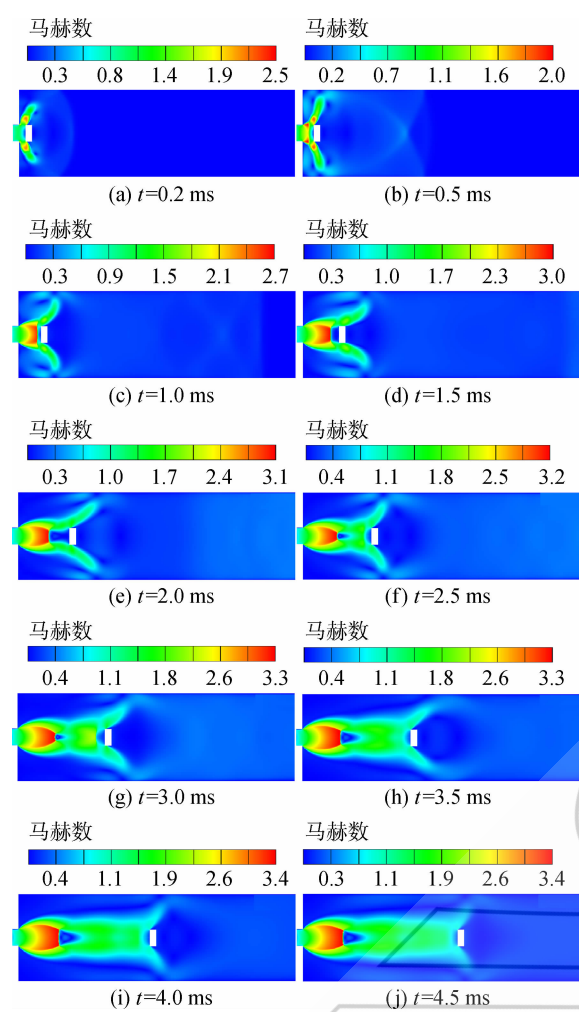
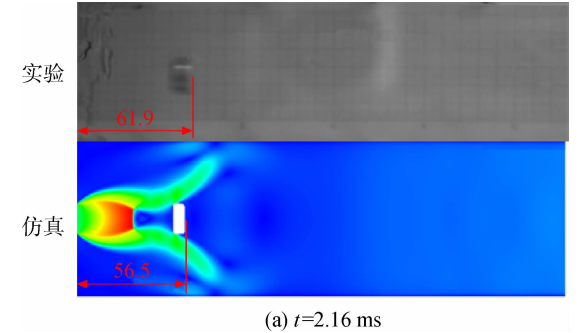


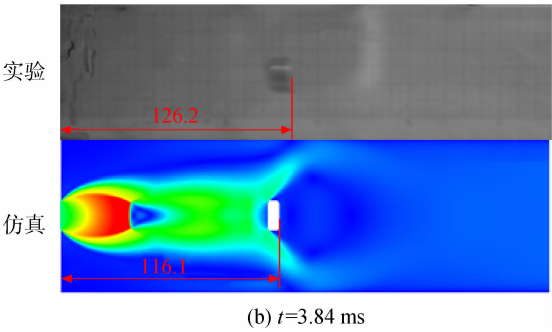
图 9 隔塞运动过程中的马赫数演化历程

Fig. 9 Evolution of Mach number during plug motion

板级间孔后高速气流的冲击,隔塞所受作用力瞬间增大,引起了隔塞运动速度的增加。随着隔塞向下游运动,作用在隔塞上的力逐渐减小,隔塞的加速度逐渐减小,导致了隔塞的运动速度上升速率变缓,6 ms 后隔塞运动速度约 50 m/s。由图 11 中工况 3 下的隔塞运动速度数值模拟结果与实验值的对比可知,两者总体趋势一致,但是在初始运动阶段有一定差异,最大误差为 16.9%,平均误差为 7.9%。这是因为本文计算模型中,未考虑



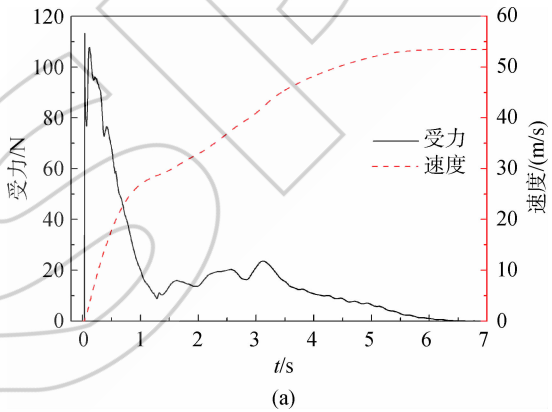
(a) $t=2.16$ ms



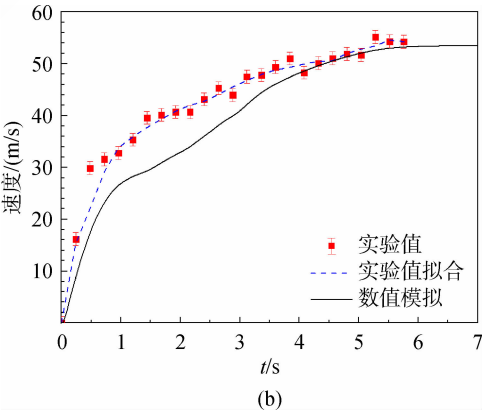
(b) $t=3.84$ ms

图 10 隔塞运动位置的仿真结果与实验拍摄图像对比(单位:mm)

Fig. 10 Comparing the position of plug motion between simulations and experiments (unit:mm)



(a)



(b)

图 11 隔塞受力以及运动速度的仿真结果与实验值对比
Fig. 11 Comparing the force and velocity of plug between simulation and experiment

隔塞与隔板级间孔之间摩擦力的影响,作用在隔塞表面的初始压力值较小,隔塞在较小的压力下就从隔板级间孔喷出,导致隔塞运动速度较小,影响隔塞喷出后与燃烧室内马赫盘的相互干扰过程。此外,实际隔塞飞行过程具有一定的偏转角度,本文数值仿真假设隔塞严格沿着轴线运动,影响了隔塞合力计算的准确性。

3.3 多个隔塞运动特性的实验结果分析

随着脉冲隔离装置中隔板级间孔数量的增加,由于隔板级间孔和隔塞对高压气体流动过程的干扰,导致Ⅰ脉冲燃烧室中的运动过程异常复杂。图12所示为工况4中9个隔塞在不同时刻的运动轨迹,对于b型隔板结构(如图3(b)所示),当高压气体流动至隔板表面时,位于轴线和轴线附近的共计5个隔塞首先喷出,且运动的同步性较好,而最外圈4个隔塞的喷出存在一定延迟,约为0.96 ms,如图12(a)和图12(b)所示,这种延迟是由于作用在隔板Ⅱ脉冲一侧的瞬态压力呈现出中心轴区域高、径向外围区域小的分布特征所致。随着隔塞在Ⅰ脉冲燃烧室中持续飞行,其运动姿态和相对位置发生较大改变:隔板中心的隔塞位于最前端,轴线外圈4个隔塞紧随其后,最外圈4个隔塞运动位置最靠后,如图12(c)和图12(d)所示。同时,从图中可以发现,对于多个隔板级间孔的工况,隔塞在运动过程中出现了转动和翻覆现象,与单个隔塞运动过程相比,其水平运动能力较弱。

为研究隔板级间孔分布对隔塞运动过程的影响,图13所示为工况4、工况5和工况6隔塞在

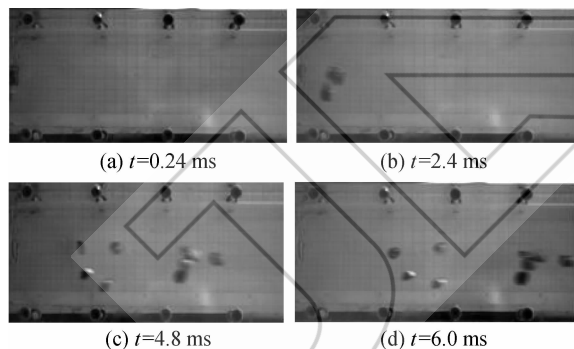


图12 工况4条件下隔塞运动轨迹

Fig. 12 Plug trajectories for case 4

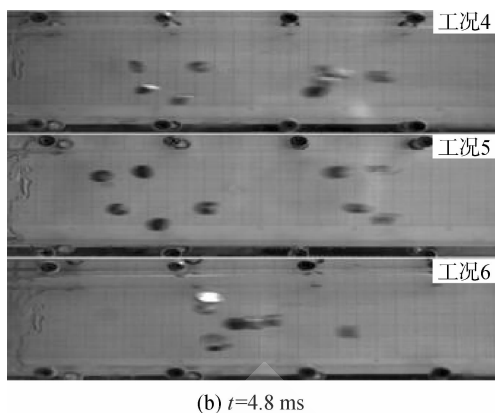


图13 工况4、工况5和工况6下隔塞运动轨迹

Fig. 13 Plug trajectories of case 4, case 5 and case 6

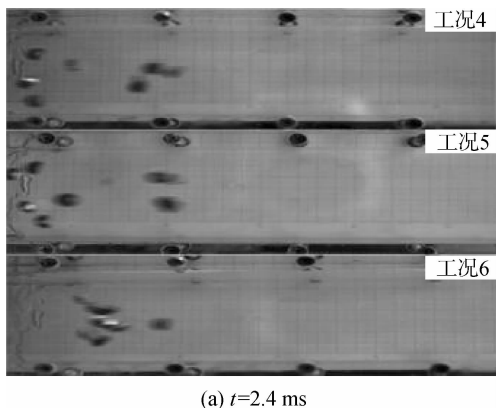
Ⅰ脉冲燃烧室中的运动过程对比。由图可见,对于设置有多个级间孔的脉冲隔离装置,隔塞喷出隔板级间孔后,在燃烧室内的运动速度、姿态和位置并不一致,且随着时间推移,这种差异越来越大。这是因为一方面隔塞离开隔板级间孔的时间不同步,如图13(a)所示,图中明显可以发现中心轴附近的隔塞首先喷出;另一方面,由于流经隔板级间孔气流和多个隔塞的干扰,隔塞喷出瞬间燃烧室内的激波、膨胀波、压缩波相互干扰,流场结构异常复杂,导致隔塞表面的压力分布不断变化,引起了隔塞运动姿态的不断变化。另外,多个隔塞同时运动至喷管喉部会造成堵塞,导致燃烧室内压力突升,影响发动机的结构完整性,因此隔塞运动过程中应避免在中心轴附近的大量聚集。通过对比发现,工况6的隔塞在中心轴附近过度集中,所以在隔塞式脉冲隔离装置设计时,应当避免采用如图3(d)所示的级间隔板结构。而工况5中隔塞在燃烧室内运动过程中分布较为分散,因此在隔板结构设计时应该采用如图3(c)的级间孔分布形式,即中心轴设置4个隔塞,外圈分布5个隔塞。

4 结 论

本文针对隔塞式双脉冲固体火箭发动机,设计并搭建了脉冲隔离装置隔塞运动过程冷气冲击实验装置,对冷气冲击过程中隔塞的运动特性进行了实验和仿真研究。主要结论如下:

1) 对于单孔隔板,隔塞在Ⅰ脉冲燃烧室中沿轴向平稳运动,未出现明显的转动和翻覆现象;随着驱动压力的上升,隔塞运动的初始加速度增加,隔塞在Ⅰ脉冲燃烧室中的运动速度有所增加。

2) 采用动态结构嵌套网格方法,对冷气冲击



(a) $t=2.4$ ms

下隔塞在燃烧室内的运动过程进行了数值模拟,通过对比隔塞运动位置和速度的数值计算结果与实验值,验证了基于嵌套网格的流场数值模拟方法的可靠性。在此基础上,分析了隔塞运动过程中流场结构,揭示了隔塞运动规律的形成机制。

3) 对于多孔隔板,由于隔板级间孔和隔塞对燃烧室内流场结构的干扰,导致多个隔塞在 I 脉冲燃烧室中的运动过程异常复杂,出现转动和翻覆现象;且随着时间的推移,隔塞的运动速度、姿态和位置差异逐渐增大,合理的隔板级间孔设计可以避免隔塞在喷管喉部处聚集。

参考文献:

[1] 侯晓,付鹏,武渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术,2017,40(1):1-6.
HOU Xiao,FU Peng,WU Yuan. Energy management technology of SRM and its development[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2017,40(1):1-6. (in Chinese)

[2] NAUMANN K,STADLER L. Double pulse solid rocket motor technology-applications and technical solutions[R]. AIAA-2010-6754,2010.

[3] STADLER L J,HOFFMANN S,NIEDERMAIER H,et al. Testing and verification of the LFK-NG dual pulse motor[R]. AIAA-2006-4765,2006.

[4] SCHILLING S,TROUILLOT P,WEIGAND A. On the development and testing of a 120 mm caliber double pulse motor[R]. AIAA-2004-3387,2004.

[5] HAROLD D,BARRY J. Demonstration of solid propellant pulse motor technologies[R]. AIAA-1996-3157,1996.

[6] JAVED A,MANNA P,CHAKRABORTY D. Numerical simulation of a dual pulse solid rocket motor flow field[J]. Defence Science Journal,2012,62(6):369-374.

[7] 王长辉,刘亚冰,林震,等. 脉冲发动机陶瓷隔板的设计和实验研究[J]. 固体火箭技术,2010,33(3):327-331.
WANG Changhui,LIU Yabing,LIN Zhen,et al. Design and experimental study on ceramic clashboard of pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2010,33(3):327-331. (in Chinese)

[8] 王伟,李江,王春光,等. 隔舱式双脉冲发动机金属膜片设计与实验研究[J]. 推进技术,2013,34(8):1115-1120.
WANG Wei,LI Jiang,WANG Chunguang,et al. Study on metal diaphragm of pulse separation device in dual pulse solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(8):1115-1120. (in Chinese)

[9] 付鹏,宋学宇,孙利清,等. 脉冲发动机软隔离装置反向打开过程研究[J]. 固体火箭技术,2017,40(2):146-150.
FU Peng,SONG Xueyu,SUN Liqing,et al. Investigation on the reverse opening process of the soft insulator of double pulse solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2017,40(2):146-150. (in Chinese)

[10] 张晓光,刘宇,王长辉. 双脉冲固体火箭发动机喷管传热烧蚀特

性[J]. 航空动力学报,2012,27(6):196-202.
ZHANG Xiaoguang,LIU Yu,WANG Changhui. Characterization of nozzle thermal and ablation response in dual-pulse solid rocket motors[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(6):196-202. (in Chinese)

[11] 尹自宾,房雷. 一种脉冲固体火箭发动机内流场数值分析[J]. 弹箭与制导学报,2014,34(2):101-104.
YIN Zibin,FANG Lei. Numerical simulation of flow filed in pulse solid rocket motor[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance,2014,34(2):101-104. (in Chinese)

[12] 刘伟凯,何国强,王春光. 双脉冲固体火箭发动机机压强振荡特性研究[J]. 航空动力学报,2015,30(10):257-264.
LIU Weikai,HE Guoqiang,WANG Chunguang. Research on the pressure oscillation characteristics of double pulse solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(10):257-264. (in Chinese)

[13] 杨春庆,魏志军,张雷,等. 隔层式多脉冲发动机点火延迟数值仿真研究[J]. 推进技术,2014,35(4):514-522.
YANG Chunqing,WEI Zhijun,ZHANG Lei,et al. Numerical simulation of ignition delay for elastomeric barrier multi-pulse solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(4):514-522. (in Chinese)

[14] 李映坤,韩昶礼,陈雄,等. 基于多物理场耦合的双脉冲发动机点火过程数值模拟[J]. 航空学报,2017,38(4):75-86.
LI Yingkun,HAN Junli,CHEN Xiong,et al. Numerical simulation of the ignition transient of dual pulse motor based on multi-physics coupling approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(4):75-86. (in Chinese)

[15] LI Y K,CHEN X,XU J S,et al. Three dimensional multi-physics coupled simulation of ignition transient in a dual pulse solid rocket motor[J]. Acta Astronautica,2018,146:46-65.

[16] NISHII S,FUKUDA K,KUBOTA N. Combustion tests of two-stage pulse rocket motors[R]. AIAA-1989-2426,1989.

[17] 李江,肖育民,何国强,等. 双脉冲固体火箭发动机二次点火内视研究[J]. 推进技术,1998,19(3):61-64.
LI Jiang,XIAO Yumin,HE Guoqiang,et al. Inner view of dual pulse solid rocket motor during secondary firing[J]. Journal of Propulsion Technology,1998,19(3):61-64. (in Chinese)

[18] 严登超,陈雄,李映坤,等. 双脉冲发动机点火过程三维数值模拟[J]. 固体火箭技术,2017,40(5):545-561.
YAN Dengchao,CHEN Xiong,LI Yingkun,et al. Numerical simulation of three-dimensional of the ignition process of dual pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2017,40(5):545-561. (in Chinese)

[19] 梅开,李军伟,王中,等. 双脉冲固体火箭发动机脉冲隔离装置设计与试验[J]. 推进技术,2020,41(4):758-766.
MEI Kai,LI Junwei,WANG Zhong,et al. Design and experiment of pulse separation device of double pulse solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology,2020,

41(4):758-766. (in Chinese)

[20] 严登超. 双脉冲发动机Ⅱ脉冲点火瞬态特性试验与数值仿真研究[D]. 南京:南京理工大学,2017.
YAN Dengchao. Experiment research and numerical simulation on pulse Ⅱ ignition transient characteristics of double pulse motor [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2017. (in Chinese)

[21] 李映坤,韩珺礼,陈雄,等. 基于嵌套网格的脉冲发动机喷管内流场数值模拟[J]. 固体火箭技术,2014,37(2):178-183.
LI Yingkun, HAN Junli, CHEN Xiong, et al. Numerical simulation research of nozzle inner flow field for pulse motor based on dynamic chimera grid [J]. Journal of Solid Rocket Technology,2014,37(2):178-183. (in Chinese)

[22] KIM K H, KIM C, RHO O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows:I AUSMPW+ scheme[J]. Journal of Computational Physics,2001,174(1):38-80.

[23] 阎超. 计算流体力学方法及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

[24] TSAU C, ROBERT L. On automating domain connectivity for overset grids[R]. AIAA-1995-0854,1995.

[25] WANG Z, PARTHASARATHY V. A fully automated Chimera methodology for multiple moving body problems [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids,2000,33(7):919-938.

(编辑:陈 越)