

# 隔舱式双脉冲发动机第Ⅱ脉冲 点火过程数值仿真

汤 亮, 邓康清, 余小波, 杨育文  
(中国航天科技集团有限公司

航天动力技术研究院 湖北航天化学技术研究所, 湖北 襄阳 441003)

**摘 要:** 基于计算流体力学和相关点火理论,对双脉冲发动机第Ⅱ脉冲点火瞬态过程的流场进行了数值分析,并进行了发动机第Ⅱ脉冲点火试车试验。结果表明:在隔板打开前,第Ⅱ脉冲燃烧室高压区的位置由燃烧室前端向隔板移动,压强沿燃烧室径向变化较小,沿轴向变化较大,燃烧室头部和尾部近壁面区域一直处于低温;6 ms 时隔板打开,第Ⅱ脉冲燃烧室压强下降 0.5 MPa,药柱内孔前后端压强差波动剧烈,药柱内孔前端温度场下降 600 K,而其他区域温度变化较小。隔板打开后,沿隔板下游第Ⅰ脉冲燃烧室轴线形成带状高温区,第Ⅰ脉冲燃烧室头部和尾部依次出现压强峰值,第Ⅰ脉冲燃烧室压强在 18 ms 时达到稳定,而温度在 25 ms 时达到稳定。试验测得的第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室压强-时间曲线和仿真结果吻合较好,表明该仿真方法具有一定的准确性。

**关 键 词:** 双脉冲发动机; 隔舱; 点火; 内流场; 二次开发

**中图分类号:** V435 **文献标志码:** A

## Numerical simulation for the second pulse ignition progress in compartment dual-pulse motor

TANG Liang, DENG Kangqing, YU Xiaobo, YANG Yuwen  
(Hubei Institute of Aerospace Chemistry Technology,  
Academy of Aerospace Solid Propulsion Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xiangyang Hubei 441003, China)

**Abstract:** Based on computational fluid dynamics and ignition theory, the flow field during the second pulse ignition of a dual-pulse solid rocket motor was numerically analyzed, and the test of the second pulse ignition of a dual-pulse solid rocket motor was conducted. Result showed that, before the diaphragm was opened, the position of the high pressure zone in the second pulse chamber moved from the front of the chamber to the partition, the pressure changed little along the radial direction of the chamber but more obviously along the axial direction, the near wall area of the second chamber head and tail was kept in the low temperature. The diaphragm was opened at 6 ms, and the pressure in the second pulse combustion chamber decreased by 0.5 MPa, the pressure difference at the front and rear ends of the inner hole of the propellant grain fluctuated violently, the temperature at the front end of the inner hole of the propellant grain decreased by 600 K, while the temperature in other areas

收稿日期:2019-11-10  
作者简介:汤亮(1994—),男,硕士生,主要从事固体火箭发动机设计与仿真。

引用格式:汤亮,邓康清,余小波,等.隔舱式双脉冲发动机第Ⅱ脉冲点火过程数值仿真[J].航空动力学报,2020,35(7):1541-1548.  
TANG Liang, DENG Kangqing, YU Xiaobo, et al. Numerical simulation for the second pulse ignition progress in compartment dual-pulse motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1541-1548.

changed little. After the diaphragm was opened, the downstream hole formed a zonal high temperature zone along the axis of the first pulse chamber, peak pressure appeared in the first chamber head and tail, the pressure of the first chamber reached a steady state at 18ms, and the temperature of the first chamber reached a steady state at 25 ms. The pressure-time curves of the first and second chambers measured in test were in good agreement with the simulation result, indicating that the simulation method has certain accuracy.

**Key words:** dual-pulse motor; compartment; ignition; internal flow field; redevelop

固体火箭发动机具有结构简单、可靠性高、成本低廉的优点,与液体火箭发动机相比,推进剂一旦点燃便难以终止,这极大地制约了采用固体火箭发动机为动力装置的导弹机动性能,在传统固体火箭发动机的基础上,通过在燃烧室内部设置硬质隔舱或隔层结构将其分为两个独立的燃烧室,各燃烧室内具有独立的点火系统,通过控制各燃烧室的点火时间间隔,从而实现脉冲发动机的多次启停。硬质隔舱有易加工、承压、密封性能良好的特点,采用硬质隔舱的脉冲发动机已经在多种空空、空地、地空型号导弹上得到了运用<sup>[1-5]</sup>,搭载脉冲发动机的导弹其射程、精度、机动性能均有较大的提升。

国内学者对隔舱式双脉冲发动机的研究虽然较晚,但近些年也取得较大的进展。王春光、刘伟凯、石瑞、王伟等<sup>[6-9]</sup>对金属膜片式隔舱的打开过程进行了数值模拟和试验验证,探究了金属膜片尺寸对隔板承压、破碎性能的影响。孙娜、张涵、刘亚冰、曹熙炜等<sup>[10-13]</sup>采用随机轨道模型对双脉冲发动机燃烧室内两相流场进行了数值模拟,分析了级间通道下游燃气的流动规律以及颗粒运动轨迹。陈子豪、白涛涛、伊自宾、李映坤等<sup>[14-17]</sup>探究了级间通道构型对第Ⅰ脉冲燃烧室绝热层烧蚀的影响。陈雄等<sup>[18]</sup>采用耦合传热的方法,探究了不同时刻第Ⅰ脉冲燃烧室热防护层表面的对流热换分布以及炭化对热防护层受热情况的影响。

上述研究工作主要集中在隔舱结构设计和燃烧室内部稳态流场计算上,对双脉冲发动机第Ⅱ脉冲燃烧室点火瞬态过程的研究较少。第Ⅱ脉冲药柱点火升压这一过程,由于级间隔板的存在,燃烧室内部流场在隔板打开前后表现出三维、非稳态和震荡现象,因此对此现象的研究是很有必要的。以 Fluent 软件为计算平台,利用 user defined function(UDF)模块建立点火器出口燃气质量流率模型、推进剂表面温度与点火燃气温度之间的转化模型、以及燃气源项加质模型,完成了

隔舱式双脉冲发动机第Ⅱ脉冲点火瞬态过程的数值计算,分析第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室内压强和温度随时间的变化,Ⅱ脉冲药柱点火延迟时间,最后进行了双脉冲发动机点火试车试验,通过试验对仿真方法进行了验证。

1 计算模型

1.1 物理模型

由于本文主要研究第Ⅱ脉冲药柱由点火到稳定燃烧这一过程,此时第Ⅰ脉冲药柱已燃烧结束,不考虑第Ⅰ脉冲药柱对燃烧室内部流道的影响,为方便燃烧室内部流场的计算,对隔舱式双脉冲发动机结构做适当简化,物理模型如图 1 所示,图 2 为隔舱结构,发动机模型的主要结构参数如表 1 所示。

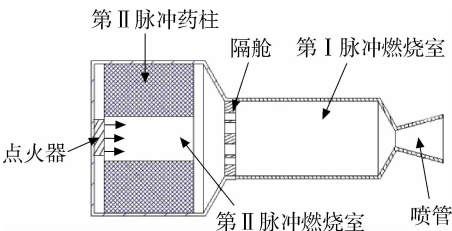


图 1 双脉冲发动机物理模型  
Fig. 1 Physical model of dual-pulse motor

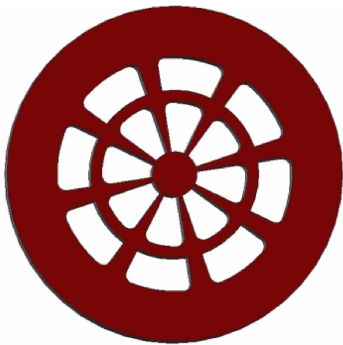


图 2 隔舱结构  
Fig. 2 Compartment structure

表 1 发动机模型主要参数

Table 1 Main parameters of the motor model

| 参数                        | 数值       |
|---------------------------|----------|
| 第Ⅰ脉冲燃烧室长度 $L_1/\text{mm}$ | 115      |
| 第Ⅰ脉冲燃烧室直径 $D_1/\text{mm}$ | 60       |
| 第Ⅱ脉冲燃烧室长度 $L_2/\text{mm}$ | 144      |
| 第Ⅱ脉冲燃烧室直径 $D_2/\text{mm}$ | 120      |
| 第Ⅱ脉冲药柱药厚 $r_3/\text{mm}$  | 42       |
| 第Ⅱ脉冲药柱长度 $L_3/\text{mm}$  | 105      |
| 喷管喉径 $D_4/\text{mm}$      | 7.3      |
| 喷管扩张角 $\alpha/\text{rad}$ | $\pi/12$ |
| 喷管收敛角 $\beta/\text{rad}$  | $\pi/6$  |

1.2 基本假设

固体火箭发动机点火过程是一个复杂的过程,根据相关的点火理论和实际发动机工作条件,采用如下假设:

- 1) 对点火器模型进行简化,点火燃气从燃烧室头部固定直径的出口喷出。
- 2) 点火器产生的燃气为理想气体,不考虑点火器内具体发生的化学反应,点火燃气成分和推进剂药柱燃烧产生的气体成分相同。根据某复合推进剂的配方,药柱与燃气的参数如表 2 所示。

表 2 推进剂与燃气的参数

Table 2 Parameters of propellant and gas

| 参数                                    | 数值   |
|---------------------------------------|------|
| 推进剂密度 $\rho_p/(\text{kg}/\text{m}^3)$ | 1651 |
| 推进剂着火温度 $T_k/\text{K}$                | 700  |
| 推进剂定压燃烧温度 $T_p/\text{K}$              | 2800 |
| 燃气摩尔质量 $M/(\text{kg}/\text{mol})$     | 0.02 |
| 燃气比热比 $\gamma$                        | 1.28 |

3) 第Ⅱ脉冲药柱为内孔燃烧,在点火过程中不考虑燃面的变化,假设推进剂在其表面薄层内发生化学反应,将推进剂表面薄层设置为燃气加质层。

4) 点火准则采用推进剂表面临界温度准则,当推进剂表面温度达到着火温度时,认为推进剂被点燃。忽略燃气对推进剂表面的辐射,根据文献[19]中提出的推进剂表面温度与加质层单元温度的关系转换模型,推进剂表面温度  $T_s$  由式(1)确定

$$T_s = \frac{h\sqrt{t}T_g + 0.5\sqrt{\pi\rho_p c_p \kappa}T_0}{0.5\sqrt{\pi\rho_p c_p \kappa} + h\sqrt{t}}$$

(1)

其中  $T_g$  为气相加质层温度,  $T_0$  为推进剂表面的初始温度,  $t$  为加热时间,  $\rho_p$  为推进剂密度,  $c_p$  为推进剂比定压热容,  $\kappa$  为推进剂导热系数,  $h$  为表面传热系数。

1.3 计算模型及网格划分

根据上述对双脉冲发动机物理模型的简化和假设,建立燃烧室及喷管一体化计算模型,由于计算模型的对称性,取模型的 1/8 进行计算。利用 ICEM 软件对模型进行非结构网格划分,网格单元总数为 404 227,计算域网格如图 3 所示。为更好的显示燃烧室内部流场的变化情况,作辅助面  $C_0$ ,如图 4(a)所示,在辅助面  $C_0$  内设置一系列监测点( $P_1 \sim P_9$ )如图 4(b)所示。

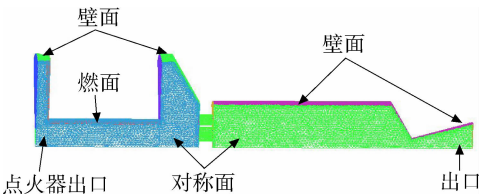
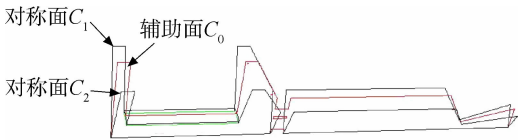
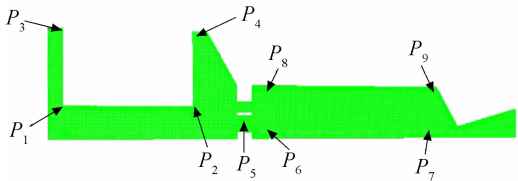


图 3 计算域网格  
Fig. 3 Computational domain grid



(a) 辅助面  $C_0$  示意图



(b) 监测点位置

图 4 辅助面  $C_0$  意图和监测点的位置  
Fig. 4 Schematic diagram of auxiliary surface  $C_0$  and the position of the monitoring points

1.4 边界条件及初始化

1) 入口边界条件:将点火器出口作为入口边界,采用质量流率入口边界条件,通过模拟自由容积试验测得管式点火装置内压强-时间曲线,可以确定点火器质量流率随时间变化的规律<sup>[20-22]</sup>

$$\dot{m}(t) \begin{cases} \frac{t}{t_1}x & t \leq t_1 \\ \frac{t_2-t}{t_2-t_1}x & t_1 < t < t_2 \\ 0 & t \geq t_2 \end{cases} \quad (2)$$

其中  $\dot{m}(t)$  为点火药的质量流率,  $x=2m_{ig}/t_2$ ,  $m_{ig}$  为点火药的质量。通过设置不同的点火器作用时间, 得到不同的点火器质量流率曲线, 本文中点火药的质量  $m_{ig}$  为 2 g,  $t_1$  为 0.01 s,  $t_2$  为 0.02 s。入口质量流率随时间变化通过宏函数 DEFINE\_PROFILE 来定义, 利用外部接口 UDF 将上式编译并导入 Fluent 中求解计算。

2) 燃气加质源项: 在 UDF 中读取燃气加质层单元的温度, 通过式(1)将其转化为推进剂表面温度  $T_s$ , 当  $T_s$  小于 700 K 时, 加质层单元内的质量项、动量项、能量项均为零。当  $T_s$  大于 700 K 时, 加质层内相应的单元垂直于燃面向燃烧室加质, 加质源项采用下式计算:

质量源项

$$\dot{m} = \rho_p \dot{r} A_{bi} / V_{bi} \quad (3)$$

动量源项

$$\dot{m} \nu = \rho_p \dot{r} A_{bi} \nu / V_{bi} \quad (4)$$

能量源项

$$\dot{m} h = \rho_p \dot{r} A_{bi} c_p T_g / V_{bi} \quad (5)$$

其中  $\dot{r}$  为推进剂的燃速, 采用燃速指数公式,  $\dot{r} =$

$a p^n$ , 本文中取  $a=8.2 \times 10^{-6}$ ,  $n=0.458$ 。 $p$  为加质单元的压强;  $\nu$  为推进剂径向加质速度, 由质量守恒得  $\nu = -\dot{r} \rho_p / \rho_g$ ,  $\rho_g$  为燃气的密度;  $A_{bi}$ 、 $V_{bi}$  分别为加质单元格的燃面面积和单元格体积。

3) 壁面边界条件: 燃烧室壁面及装药壁面均采用无滑移固壁绝热边界条件, 壁面边界处各变量的法向梯度均为零。通过监测隔板上的最大压强值, 当该值未达到隔板打开压强前, 把级间隔板设置为绝热壁面, 当达到打开压强后, 将其作为内部流域, 隔板打开压强设置为 1.5 MPa。

4) 出口边界条件: 喷管出口边界采用压力出口边界条件, 出口压力为一个大气压强, 出口温度取 300 K。

5) 初始条件:  $T_0=300$  K,  $p_0=101\,325$  Pa。

2 仿真结果及分析

2.1 燃烧室压强、温度云图

图 5 给出了不同时刻燃烧室内压强场和温度场分布。图中  $p$  为燃气压强,  $T$  为燃气温度。在  $t=0$  时刻, 点火器开始点火, 点火燃气从点火具出口向燃烧室下游传播, 由图 5(a)、图 5(b) 可以看出, 点火初期燃烧室温度场的变化要滞后于压强场, 当  $t=1$  ms 时, 点火燃气产生的压强波已经传播到隔板前端, 由于隔板未达到打开压强, 级间孔处于密闭状态, 压强在隔板前端产生聚集, 燃烧室高

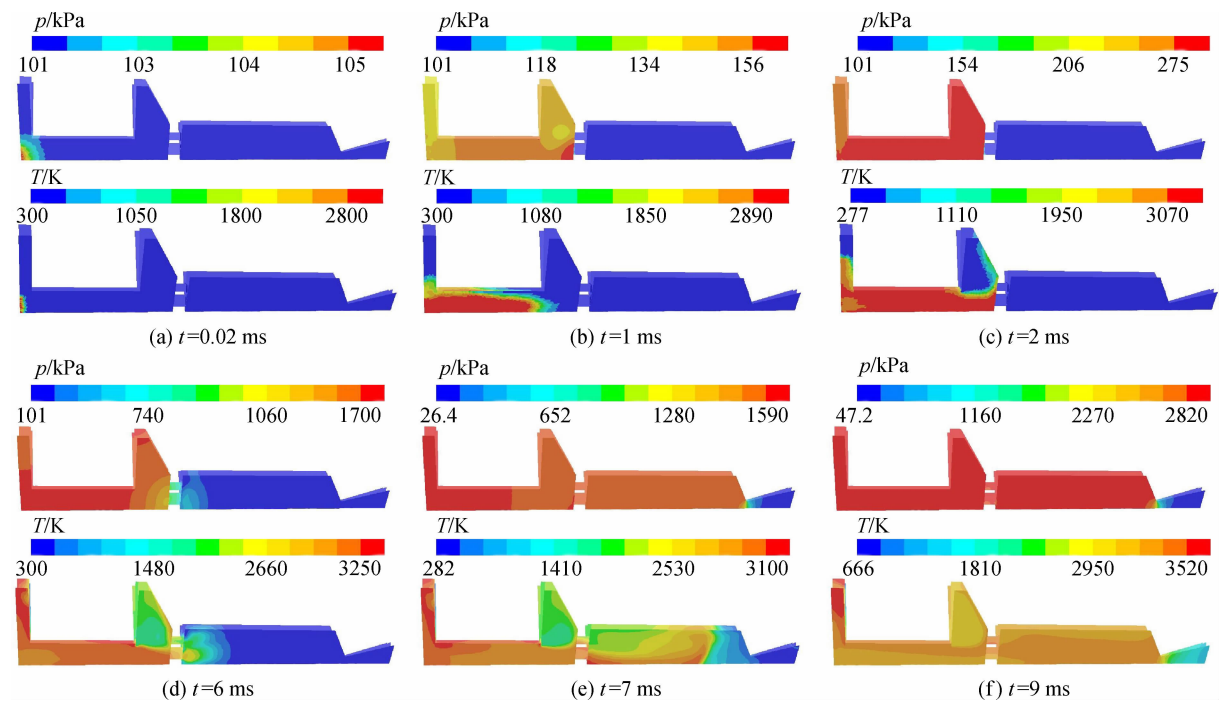


图 5 不同时刻燃烧室压力、温度分布

Fig. 5 Pressure and temperature distribution of chamber at different times

压区处于隔板前端,而此时对应的火焰波传播到第Ⅱ脉冲燃烧室中部,高温区处于燃烧室前端和中端。 $t=2\text{ ms}$  时,第Ⅱ脉冲燃烧室内部压强分布均匀,第Ⅱ脉冲药柱内孔区域呈现高温,而燃烧室头部和尾部近壁面区域仍处于低温区。 $t=6\text{ ms}$  时,隔板处的压强达到打开压强  $1.5\text{ MPa}$ ,此时隔板打开,由图 5(d)、图 5(e)可知,在隔板开打的瞬间,第Ⅱ脉冲燃烧室内的压强、温度迅速降低,燃气在级间孔处形成欠膨胀的高速射流,级间孔下游沿燃烧室轴线形成带状高温区。 $t=9\text{ ms}$  时,燃烧室内各处压强和温度分布均匀,随着燃气不断向燃烧室内注入,压强和温度场持续增加。

2.2 点火过程中燃烧室流场特性分析

图 6 给出了第Ⅱ脉冲燃烧室监测点压强随时间的变化曲线,可以看出, $t=6\text{ ms}$  时隔板打开,第Ⅱ脉冲燃烧室内部压强开始下降,在  $t=6.5\text{ ms}$ ,压强下降到最小值  $1\text{ MPa}$ ,之后压强开始增大并最终稳定在  $5.8\text{ MPa}$ 。图 7 为第Ⅱ脉冲燃烧室监

测点压强差随时间变化曲线,由图可知,整个点火升压过程中,燃烧室压强沿径向( $P_1-P_3$  和  $P_2-P_4$ )变化很小,压强沿燃烧室轴线( $P_1-P_2$ )变化较剧烈。隔板打开前后,第Ⅱ脉冲燃烧室前后端( $P_1-P_2$ )压强差为  $0.35\text{ MPa}$ ,药柱稳定燃烧时,第Ⅱ脉冲燃烧室前后端压强差在  $0.1\text{ MPa}$  左右,这对装药强度有一定的影响。

图 8 给出了第Ⅱ脉冲药柱内孔表面沿轴线温度分布,由图可以看出,在  $t=1\text{ ms}$  时,药柱内孔头部区域首次被点燃,随着火焰向下游传播以及燃气对药柱表面的加热作用,药柱内孔表面相继达到点火温度,在  $t=3\text{ ms}$  时,整个药柱内孔表面均已被点燃。图 9 为第Ⅱ脉冲燃烧室监测点温度随时间变化曲线,由图可知,在点火升压初期,由于点火燃气和推进剂燃气的相互干扰,第Ⅱ脉冲燃烧室内部各区域温度出现较大的差异,药柱内孔头部区域(监测点  $P_1$ )温度场波动较为剧烈,第Ⅱ脉冲燃烧室尾部(监测点  $P_2$ 、 $P_4$ )及燃烧室头部

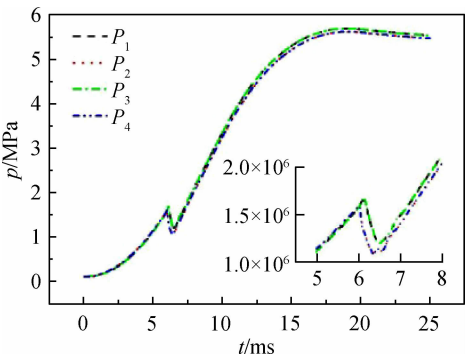


图 6 第Ⅱ脉冲燃烧室监测点压强随时间变化曲线  
Fig. 6 Pressure-time curve at the monitor points of the second chamber

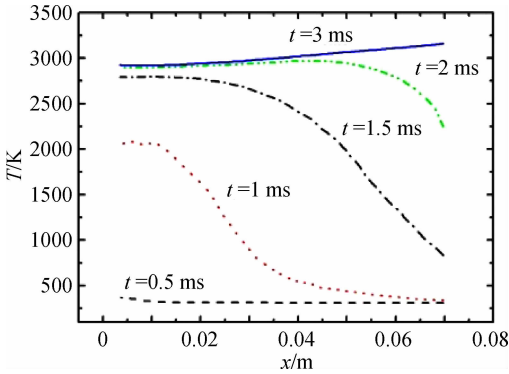


图 8 第Ⅱ脉冲药柱内孔表面沿轴线温度分布  
Fig. 8 Temperature distribution of the inner surface of the second grain along the axis

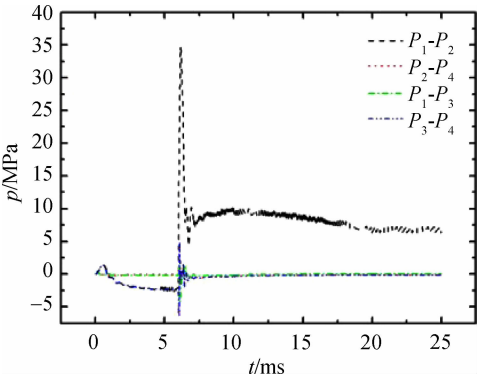


图 7 第Ⅱ脉冲燃烧室监测点压强差随时间变化线  
Fig. 7 Pressure difference-time curves at the monitor points of the second chamber

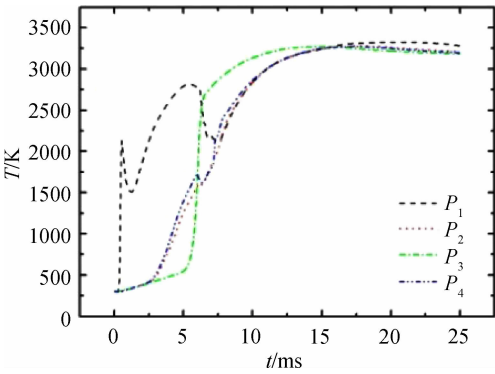


图 9 第Ⅱ脉冲燃烧室监测点温度随时间变化曲线  
Fig. 9 Temperature-time curve at the monitor points of the second chamber

近壁面区域( $P_3$ )温度变化较为滞后。隔板打开前后,药柱内孔头部温度下降,其值减小了 600 K,燃烧室尾部温度变化较小,整个第Ⅱ脉冲燃烧室温度场达到稳定状态需要的时间为 15 ms。

图 10 给出了第Ⅰ脉冲燃烧室内监测点压强时间变化曲线,隔板打开瞬间,压缩波经过燃烧头部和尾部,使得头部(监测点  $P_6$ 、 $P_8$ )和尾部(监测点  $P_7$ 、 $P_9$ )依次出现压强高峰值,由于喷管收敛段对燃气的聚集作用,燃烧室尾部的压强峰值明显高于燃烧室头部,随着压缩波的往返运动,燃烧室内各监测点压强值发生波动现象,第Ⅰ脉冲燃烧室压强在  $t=18\text{ ms}$  达到稳定状态。图 11 给出了第Ⅰ脉冲燃烧室内监测点温度随时间变化曲线,可以看出,隔板打开瞬间( $t=6\text{ ms}$ ),第Ⅰ脉冲燃烧室轴线区域(监测点  $P_6$ 、 $P_7$ )温度迅速增大,而近壁面区域(监测点  $P_8$ 、 $P_9$ )变化较为滞后,这是由于燃气在级间孔处形成高速射流,隔板下游沿燃烧室轴线形成局部带状高温区,近壁面区域处

于带状高温区之外。随着燃气流经喷管之后速度增加、温度下降,第Ⅰ脉冲燃烧室轴线区域温度先缓慢下降并最终回升到稳定状态,由于第Ⅰ脉冲燃烧室头部近壁面区域(监测点  $P_8$ )处于隔板下游燃气的回流区,该区域燃气的流动速度很小,因此在温度场达到稳定之前,该区域温度偏高。

3 双脉冲发动机点火试车试验

为验证本数值模型和计算方法的可靠性,本文进行了点火试车试验。由于本文主要研究第Ⅱ脉冲工作时燃烧室内部流场的变化情况,因此只进行了第Ⅱ脉冲点火试车试验,认为第Ⅰ脉冲药柱已经完全燃烧结束。图 12 为整个双脉冲发动机的试验装置,主要由点火器、发动机壳体、测压嘴、隔舱、喷管、第Ⅱ脉冲药柱组成。图 13 为试验测得的发动机第Ⅱ脉冲工作过程中第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室压强随时间变化曲线,由图 13 可知,试验发动机第Ⅱ脉冲稳定工作时间为 3 s 左右,点火升压阶段持续的时间很短。

为直观反应第Ⅱ脉冲点火升压阶段两燃烧室内部压强的变化情况,将前 25 ms 内第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室压强-时间曲线试验结果与仿真结果对比,

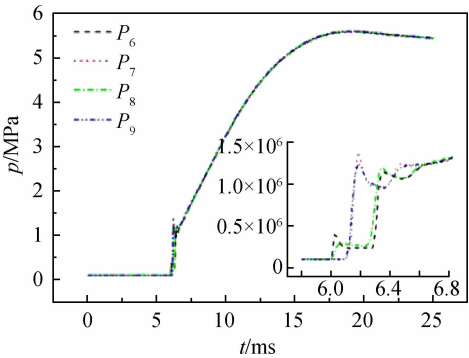


图 10 第Ⅰ脉冲燃烧室内监测点压强时间变化曲线  
Fig. 10 Pressure-time curve at the monitor points of the first chamber



图 12 双脉冲发动机试验装置  
Fig. 12 Dual-pulse motor test equipment

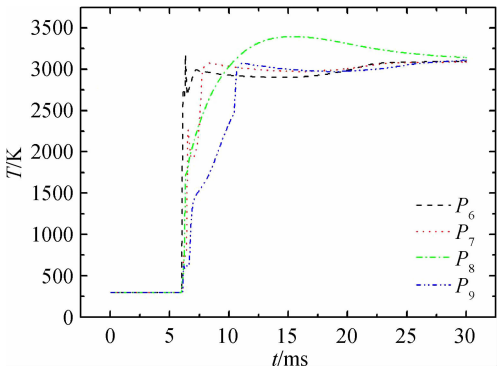


图 11 第Ⅰ脉冲燃烧室内监测点温度随时间变化曲线  
Fig. 11 Temperature-time curve at the monitor points of the first chamber

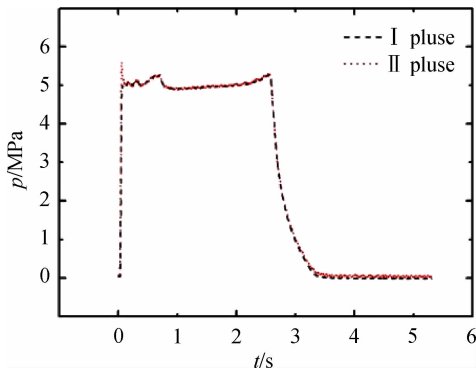
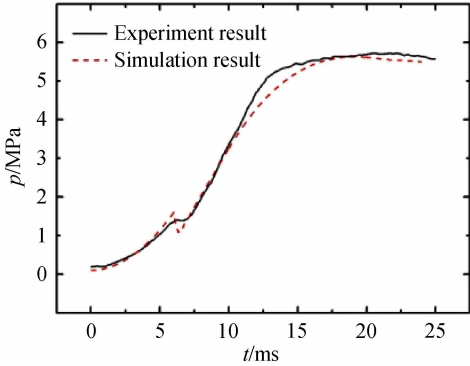
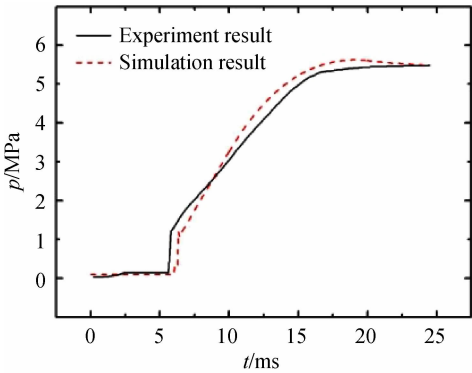


图 13 第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室压强-时间曲线试验结果  
Fig. 13 Test result of pressure-time curves of two chambers

如图 14 所示。由图 14(a)可以看出,在前 5 ms 内,第Ⅱ脉冲燃烧室内部压强仿真结果和试验结果误差很小,隔板打开前后( $t=6\text{ ms}$  左右),第Ⅱ脉冲燃烧室压强试验值下降幅度要小于仿真结果。由图 14(b)可知,在隔板打开后(6 ms 后),试验得到的第Ⅰ脉冲燃烧室第一个压强峰值出现的时间要比仿真结果早 1 ms。可能造成的原因有:试验采用的隔板其理论打开压强为 1.5 MPa,但发动机实际工作条件为高温环境,隔板的力学性能发生变化,第Ⅱ脉冲燃烧室内实际压强并未达到 1.5 MPa 时,隔板已发生破碎,使得第Ⅰ、Ⅱ脉冲燃烧室内部压强仿真结果和试验结果产生偏差。但整体上仿真得到的压强-时间曲线和试验压强-时间曲线吻合较好,说明仿真方法具有可行性。



(a) 第Ⅱ脉冲



(b) 第Ⅰ脉冲

图 14 燃烧室压强-时间曲线计算结果与试验结果对比  
Fig. 14 Calculated result of pressure-time curve of two chambers compared with the test result

4 结 论

通过对隔舱式双脉冲发动机第Ⅱ脉冲点火瞬态过程进行仿真计算,得到如下结论:

1) 药柱内孔前端在 1 ms 时被点燃,3 ms 时

整个药柱内孔均全部燃烧,在隔板未打开前,第Ⅱ脉冲燃烧室内部出现局部高压区,高压区位置先从点火器出口向隔板移动,后从隔板前端往回运动,压强沿燃烧室径向变化较小,沿轴向变化较大。火焰波沿轴线从第Ⅱ脉冲燃烧室头部向尾部运动,燃烧室内侧温度迅速升高,而燃烧室头部和尾部近壁面区域温度一直处于低温区。

2) 6 ms 时隔板达到打开压强,隔板打开,第Ⅱ脉冲燃烧室内部压强下降 1 MPa,药柱前后端压强差达到了 0.35 MPa。隔板打开对药柱内孔前端区域温度影响较大,其温度值下降了 600 K,而对燃烧室尾部温度场影响较小。

3) 隔板打开后,燃气在级间孔处形成欠膨胀的高速射流,隔板下游沿第Ⅰ脉冲燃烧室轴线形成带状高温区,第Ⅰ脉冲燃烧室头部和尾部依次出现压强峰值,且燃烧室尾部压强峰值高于头部压强峰值。在温度场达到稳态前,Ⅰ脉冲燃烧室头部近壁面区域温度要稍高于其他区域。Ⅰ脉冲燃烧室压强在  $t=18\text{ ms}$  达到稳定,而温度在  $t=25\text{ ms}$  达到稳定。

4) 试验得到的第Ⅰ、第Ⅱ脉冲燃烧室压强-时间曲线和仿真结果吻合较好,说明采用的计算模型和求解方法是有效的。

参考文献:

[ 1 ] TROUILLOT P, AUDRI D, RUIZ S, et al. Design of internal insulation and structures for the LFK-NG double pulse motor[R]. AIAA-2006-4763, 2006.  
[ 2 ] NAUMANN K, BOUTEILLE F, THIBIERGE M, et al. Design and testing of the solid rocket motor HFK 2000 built for the German HFK (Hyperschall-Flugkorper) hypervelocity missile program[R]. AIAA-2005-4170, 2005.  
[ 3 ] NAUMANN K, STADLER L, TROUILLOT P, et al. Double-pulse solid rocket technology at Bayern-Chemie/Protac[R]. AIAA-2006-4761, 2006.  
[ 4 ] NAUMANN K, STADLER L. Double-pulse solid rocket motor technology-applications and technical solutions[R]. AIAA-2010-6754, 2010.  
[ 5 ] STADLER L, TROUILLOT P, RIENACKER C, et al. The dual-pulse motor for LFK-NG[R]. AIAA-2006-4726, 2006.  
[ 6 ] 王春光,任全彬,田维平,等.脉冲发动机中金属膜片式隔舱动态破坏过程研究[J].固体火箭技术,2013,36(1):22-26.  
WANG Chunguang, REN Quanbin, TIAN Weiping, et al. Research on the process of dynamic failure of metal diaphragm pulse separation device in pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(1): 22-26. (in Chinese)  
[ 7 ] 刘伟凯,惠博.双脉冲发动机中金属膜片式隔舱设计方法

[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(4): 486-490.

LIU Weikai, HUI Bo. Research on designing method of metal diaphragm PSD in double pulse solid rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(4): 486-490. (in Chinese)

[ 8 ] 石瑞, 王长辉, 袁艳楠. 双脉冲固体发动机铝膜隔板设计和试验研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(2): 190-194.

SHI Rui, WANG Changhui, CHANG Yannan. Design and experimental study on aluminum clapboard of dual-pulse solid motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(2): 190-194. (in Chinese)

[ 9 ] 王伟, 李江, 王春光, 等. 隔舱式双脉冲发动机金属膜片设计与试验研究[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)

[10] 孙娜, 娄永春, 孙长宏, 等. 某双脉冲发动机燃烧室两相流场数值分析[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 335-338.

SUN Na, LOU Yongchun, SUN Changhong, et al. Numerical analysis of two-phase flow in combustion chamber of dual-pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 335-338. (in Chinese)

[11] 张涵, 李旭昌, 王宏宇. 微型固体火箭脉冲发动机两相流数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(5): 131-134.

ZHANG Han, LI Xuchang, WANG Hongyu. Numerical simulation of two-phase flow in micro pulse solid rocket motor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(5): 131-134. (in Chinese)

[12] 刘亚冰, 王长辉, 刘宇. 双脉冲发动机燃烧室局部烧蚀特性分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 453-456.

LIU Yabing, WANG Changhui, LIU Yu. Analysis of local ablation characteristics in combustion chamber of dual-pulse motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(4): 453-456. (in Chinese)

[13] 曹熙炜, 刘宇, 任军学. 内孔隔板脉冲固体火箭发动机流场分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 448-452.

CAO Xiwei, LIU Yu, REN Junxue. Analysis on flow field of inner bore clapboard pulse solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 448-452. (in Chinese)

[14] 陈子豪, 白桥栋, 翁春生. 级间通道构型对小型双脉冲发动机燃烧室内两相流的影响[J]. 航空兵器, 2016(5): 45-49.

CHEN Zihao, BAI Qiaodong, WENG Chunsheng. Effects of inter-stage pulse channel configurations on the two-phase flow in combustion chamber of small dual-pulse motor[J]. Aero Weaponry, 2016(5): 45-49. (in Chinese)

[15] 白涛涛, 莫展, 张跃峰, 等. 硬质隔板双脉冲发动机内流场仿真研究[J]. 航空兵器, 2015(3): 51-53.

BAI Taotao, MO Zhan, ZHANG Yuefeng, et al. The simulation study of inner flow field for dual-pulse solid rocket motor with rigid clapboard[J]. Aero Weaponry, 2015(3): 51-53. (in Chinese)

[16] 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 field in pulse solid rocket motor [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(2): 101-104. (in Chinese)

[17] 李映坤, 韩珺礼, 陈雄, 等. 级间通道构型对双脉冲发动机燃烧室局部受热的影响[J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1503-1510.

LI Yingkun, HAN Junli, CHEN Xiong, et al. Effect of two-stage pulse channel configurations on local heat of transfer characteristics in combustion chamber of dual pulse motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(11): 1503-1510. (in Chinese)

[18] 陈雄, 李映坤, 刘锐, 等. 基于耦合传热的双脉冲发动机热防护层受热分析[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 83-89.

CHEN Xiong, LI Yingkun, LIU Rui, et al. A study of thermal protection layer in dual pulse motor based on conjugate heat transfer method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 83-89. (in Chinese)

[19] 张端庆. 固体火箭推进剂[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1991.

[20] 樊超, 李晓斌, 张为华, 等. 微型固体发动机点火增压过程瞬态燃速辨识[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 49-50.

FAN Chao, LI Xiaobin, ZHANG Weihua, et al. Identification of transient burning rate during ignition pressurization of micro-solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 49-50. (in Chinese)

[21] FOSTER W A, SFORZINI R H. Optimization of solid rocket motor igniter performance requirements[J]. Engineering Optimization, 1982, 6(1): 31-38.

[22] 翁春生, 王浩. 计算内弹道学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.

(编辑: 张 雪)