

点火药量对双脉冲固体火箭发动机 点火过程影响

夏定国¹, 许桂阳², 魏志军¹, 章玮奇¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国兵器工业集团有限公司 西安近代化学研究所, 西安 710065)

摘 要: 为了确定第二脉冲点火药量对双脉冲发动机点火过程的影响规律,以某双脉冲固体火箭发动机为模型,采用轴对称非定常 Navier-Stokes 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,对第二脉冲点火过程进行了仿真,研究了点火装置工作持续时间和点火燃气流量对于点火延迟的影响。研究表明:点火燃气流量相同时,增加点火装置工作持续时间可以有效减小第二脉冲点火延迟,该点火延迟存在一个极限值即最小点火延迟。不同点火燃气流量对应不同的最小点火延迟,点火燃气流量越大,最小点火延迟越小,两者之间存在着负指数关系。在设计第二脉冲点火药量时,自由容积应选取为第一、二脉冲自由容积之和更加合理。

关 键 词: 固体火箭发动机; 多脉冲; 点火延迟; 点火药量; 点火燃气流量

中图分类号: V238

文献标志码: A

Impact of ignition charge on ignition process of dual-pulse solid rocket motor

XIA Dingguo¹, XU Guiyang², WEI Zhijun¹, ZHANG Weiqi¹

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing University of Technology, Beijing 100081, China;

2. Xi'an Modern Chemistry Research Institute,

China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to find out the impact of ignition charge on ignition process in the second pulse, a model was established. The axisymmetric unsteady Navier-Stokes equation and the standard $k-\epsilon$ turbulence model were used to simulate the second pulse ignition process. Based on that, the impacts of the igniter working duration and ignition gas flow rate on the ignition delay were studied. The results showed that: when the ignition gas flow rate was constant, increasing the igniter working duration can effectively shorten the second pulse ignition delay, and there existed a limit value of the ignition delay, which was defined as the minimum ignition delay. Different ignition gas flow rates corresponded to different minimum ignition delay, and the bigger ignition gas flow rate indicated the smaller minimum ignition delay. The ignition gas flow rate had a negative exponential relationship with the minimum ignition delay. Choosing the free volume as the sum of the first and second pulse free volumes is more reasonable when calculating the second pulse ignition charge.

收稿日期: 2021-04-02

作者简介: 夏定国(1993—),男,硕士生,主要从事固体火箭发动机研究。

引用格式: 夏定国,许桂阳,魏志军,等. 点火药量对双脉冲固体火箭发动机点火过程影响[J]. 航空动力学报,2022,37(2):433-442.

XIA Dingguo, XU Guiyang, WEI Zhijun, et al. Impact of ignition charge on ignition process of dual-pulse solid rocket motor [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 433-442.

Key words: solid rocket motor; multi-pulse; ignition delay; ignition charge; ignition gas flow rate

固体火箭发动机具有成本低、维护简单、可靠性高等优点,在战术、战略导弹的固体化以及航天领域有广泛应用^[1]。不过,相比较液体火箭发动机,常规固体火箭发动机由于推进剂一旦被点燃后难以熄灭或者熄灭后难以及时点燃,使得其在推力终止、多次起动等方面的可控性较差^[2]。而多脉冲固体火箭发动机的提出增强了固体火箭发动机的可控性,拓宽了固体火箭发动机的应用领域。多脉冲固体火箭发动机通过在燃烧室内置脉冲隔离装置(pulse separation device, PSD),使其具备多次关机和起动、合理分配推力及各脉冲工作时间的能力,这能够极大地提高武器系统的作战性能^[3]。

国外自 20 世纪 60 年代开展对脉冲发动机的研究,申请了多项有关设计方面的专利^[4],并且在多种导弹型号中应用了此种技术^[5]。如美国的 SRAM-I、SRAM-II、SM-3 导弹,意大利的 Idra 导弹,英国的 ARAM 导弹,德国的 TLVS 导弹和“新一代导弹”项目研制的新型防空导弹 LFK-NG,俄罗斯“凯旋”C400 系统配置的两种新型导弹及 Kh-55 改进型常规空地巡航导弹,都采用了多脉冲固体火箭发动机^[6-7]。

国内相关领域的研究起步较晚,但也取得较大的进展。刘伟凯、王春光等^[8-10]对双脉冲发动机中金属膜片静态和动态打开过程进行数值仿真和试验验证,得到了金属膜片的打开特性,并且提出了金属膜片式隔舱的设计方案。谢娜等^[11]对双脉冲发动机燃烧室两相流场进行分析,研究了第一脉冲绝热层出现的纵向烧蚀不均匀现象。朱卫兵等^[12]对带级间孔的双脉冲固体火箭发动机内流场进行了数值模拟,研究了级间孔对双脉冲固体火箭发动机性能影响。黄波、汤亮等^[13-14]对双脉冲发动机第二脉冲点火过程进行仿真,得到其内流场的瞬态。杨春庆等^[15]对隔层式多脉冲发动机点火延迟过程进行数值模拟研究,分析端燃型隔层式多脉冲发动机点火延迟特性及其影响因素。

双脉冲发动机在第二脉冲点火时,PSD 迅速打开,产生的压力波动以及燃烧室自由容积的突然变化使得第二脉冲工作时的点火延迟较常规固体火箭发动机有所增加。现今导弹、火箭弹等武器为实现打击的迅速性和响应的及时性,普遍追

求减小发动机点火延迟,因此对多脉冲固体火箭发动机的点火研究具有现实意义。

目前,在固体火箭发动机点火研究和工程设计当中,点火药量计算时通常会考虑自由容积的影响,由于双脉冲固体火箭发动机拥有两级脉冲燃烧室的特殊性,自由容积的选定与常规固体火箭发动机迥异,需确定合适的计算方法。此外,相关文献对于多脉冲点火延迟的研究没有明确区分点火装置工作持续时间和点火燃气流量对于点火延迟的具体影响,无法指导工程设计。

本文从某型双脉冲固体火箭发动机出发,根据经验公式计算点火药量建立数值模型,对双脉冲固体火箭发动机第二脉冲点火过程进行仿真并研究了点火装置工作持续时间和点火燃气流量对于点火延迟的影响,结果可给工程提供设计指导。

1 计算模型

1.1 数学模型

1.1.1 气相区域控制方程

气相区域的控制方程采用轴对称非定常 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V U dV + \iint_S (F_c - F_v) \cdot i dS = \iiint_V H dV \quad (1)$$

式中 U 为守恒变量, F_c 为无黏通量, F_v 为黏性通量, i 为单位法向量, H 为轴对称几何源项,其余相关变量中 V 为控制体体积, S 为控制体表面积, t 为时间,具体参考文献[16],湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型。

1.1.2 固相区域控制方程

推进剂部分设置为固相区域,采用二维轴对称热传导控制方程:

$$\rho_p c_{p,p} \frac{\partial T_p}{\partial t} = \lambda_p \left(\frac{\partial^2 T_p}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T_p}{\partial y^2} \right) + H_p \quad (2)$$

$$H_p = \frac{1}{y} \lambda_p \frac{\partial T_p}{\partial y} \quad (3)$$

式中 H_p 为固相轴对称几何源项; ρ_p 、 $c_{p,p}$ 、 T_p 和 λ_p 分别为推进剂的密度、比定压热容、温度和热导率。

1.2 几何模型

双脉冲发动机的二维轴对称模型如图 1 所示。该发动机由喷管、第一脉冲燃烧室、PSD、第

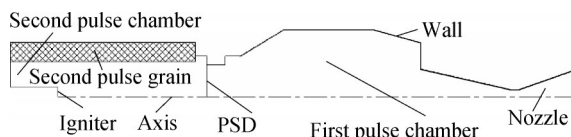


图1 双脉冲固体火箭发动机模型

Fig.1 Model of dual-pulse solid rocket motor

二脉冲燃烧室、第二脉冲推进剂和点火装置组成。发动机长度为798 mm,第二脉冲燃烧室长度为278 mm,喉部直径为18 mm。

1.3 基本假设

对于数值模拟过程做如下假设:

- 1) 点火燃气和推进剂燃气具有相同物化性质,且为理想气体。
- 2) 忽略发动机壳体和绝热层厚度,壳体绝热。
- 3) 推进剂燃烧直接生成高温燃气,不考虑燃面退移。推进剂表面薄层设置为燃气加质层,根据文献[14]此种设置经验证为有效的。
- 4) 不考虑第一级推进剂对PSD和壁面温度等的影响。
- 5) 在第二脉冲燃烧室增压至PSD的承受极限为2.8 MPa时,PSD立刻发生破坏并消失。

1.4 点火药量计算

根据文献[17]中使用点火发动机点火时点火药量的计算经验公式:

$$t_{\text{big}} = \frac{V_g}{A_t} \cdot \frac{1}{C^* \Gamma^2} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{\text{ig}} = C_{\text{md}} A_t \quad (5)$$

其中 t_{big} 为点火装置的工作持续时间, $\dot{m}_{\text{ig}}$ 为点火燃气流量, V_g 为发动机燃烧室自由容积, A_t 为喷管喉部面积, C^* 为理论特征速度, Γ 是关于点火药比热比的热力学常数, C_{md} 为比例系数,由经验确定,此处取值为 $4 \text{ g}/(\text{s} \cdot \text{cm}^2)$ 。

根据以上公式,得到 $\dot{m}_{\text{ig}}$ 为 1 kg/s ;工作持续时间的计算采取两种方案:Case 1 为 V_g 取第二脉冲燃烧室自由容积, $t_{\text{big1}} = 11.2 \text{ ms}$,第二脉冲点火药量 $m_{\text{ig1}} = 11.2 \text{ g}$;Case 2 为 V_g 取第一、二脉冲燃烧室自由容积之和, $t_{\text{big2}} = 46 \text{ ms}$, $m_{\text{ig2}} = 46 \text{ g}$ 。

1.5 边界条件设置与初始化

双脉冲发动机第一脉冲工作结束,一定的脉冲间隔时间后,第二脉冲点火起动,开始工作。第二脉冲装药为内燃管形装药,如图1所示。

点火器入口:点火器工作时为质量流量入口边界,工作结束后为无滑移绝热壁面。

推进剂表面:推进剂外表面设置为绝热壁面;

燃气与推进剂接触面设置为耦合壁面;将接触面上的薄层设置为推进剂燃气加质层,采用 user-defined function (UDF) 编程为控制方程添加源项,实现推进剂点燃加质过程,点火准则为固相表面推进剂着火点温度准则^[18],点火温度为 800 K 。质量源项、动量源项、能量源项分别为

$$S_{\dot{m}} = \rho_p \dot{r} A / V_s \quad (6)$$

$$S_{\dot{m}v} = \rho_p \dot{r} A v / V_s \quad (7)$$

$$S_{\dot{m}h} = \rho_p \dot{r} A c_{p,p} T_g / V_s \quad (8)$$

式中 $\dot{r}$ 为推进剂燃速且 $\dot{r} = a p^n$,其中 a 为燃速系数, n 为燃速压强指数;推进剂燃气速率 $v = \rho_p \dot{r} / \rho_g$, ρ_g 为推进剂燃气密度; A 为推进剂点燃面积; T_g 推进剂燃气温度; V_s 为单位体积。

壁面:壳体壁面均采用无滑移绝热壁面边界。

轴线:对称边界。

PSD:打开前为绝热无滑移边界,打开后为内部边界。

喷管:压强出口边界,压强为 $101\,325 \text{ Pa}$,温度为 293 K 。

初始条件:全场初始条件为气体初始速度为 0 m/s ,初始温度为 293 K ,初始压强为 $101\,325 \text{ Pa}$ 。

数值计算中涉及的所有参数详见表1。

表1 数值计算参数

Table 1 Parameters of simulation

参数	数值
推进剂密度/(kg/m^3)	1 788
推进剂热导率/($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)	0.57
推进剂比定压热容/($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	1 256
燃速系数/ $10^{-6} \text{ (mm}/(\text{s} \cdot \text{Pa}^n))$	4.70
燃速压强指数	0.4
推进剂燃气比定压热容/($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	1 314.6
平均摩尔质量/(g/mol)	25.3
推进剂燃气温度/K	3 800
点火燃气温度/K	3 768

2 第二脉冲点火过程分析

2.1 点火装置点火至PSD破碎过程

在PSD破碎打开之前,Case 1和Case 2的条件完全相同,所以它们燃烧室内变化相同。图2为Case 1和Case 2点火装置点火至PSD破碎过程中燃烧室内各个时刻的温度云图,其中 x 、 y 分

别是沿固体火箭发动机轴向和径向的位置坐标；从图中可以看出，在点火装置点火之后，高温点火燃气不断喷入第二脉冲燃烧室内，使得燃烧室内的压强和温度上升，结合图 3，在 0.6 ms 时，点火燃气开始接触推进剂尾部的表面，其表面的温度随之升高。在 0.65 ms 时，推进剂尾部区域达到点火温度，首次被点燃，此时推进剂燃气的加入使得

点燃区域温度快速升高。

随着时间的推移，在推进剂内部热传导以及高温燃气和推进剂表面对流换热的共同作用下，推进剂表面点燃部分不断扩大，产生的高温燃气使得第二脉冲燃烧室内的压强和温度迅速升高。经过计算，在 2.42 ms 时，第二脉冲燃烧室压强达到 PSD 承受极限 2.8 MPa，PSD 破碎打开。

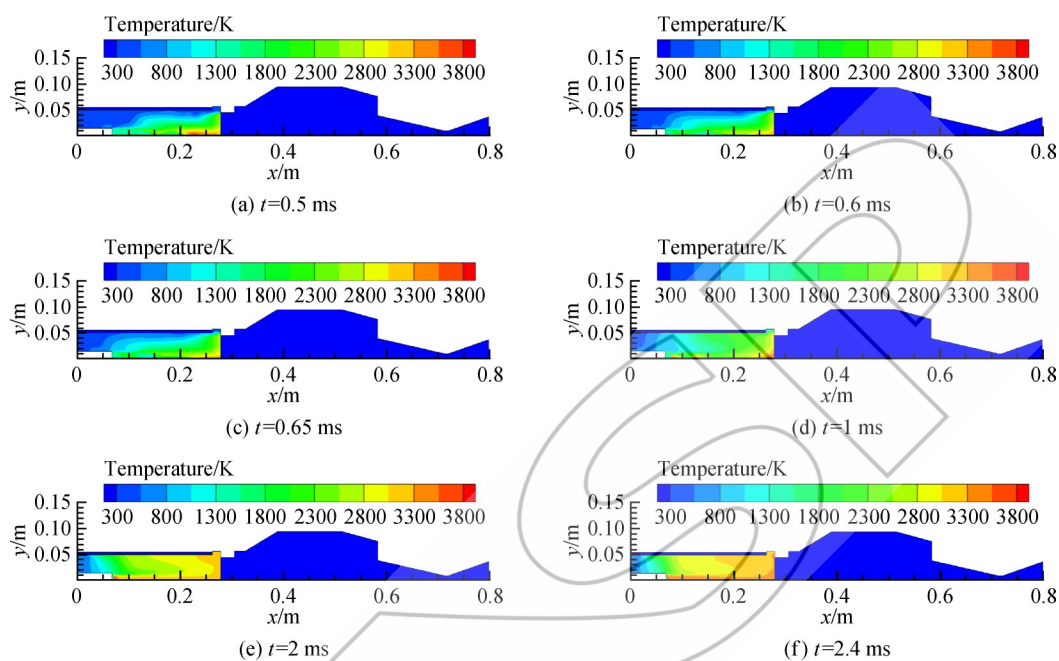


图 2 PSD 打开前燃烧室各个时刻温度云图

Fig.2 Combustion chamber temperature contours before PSD opened at different moments

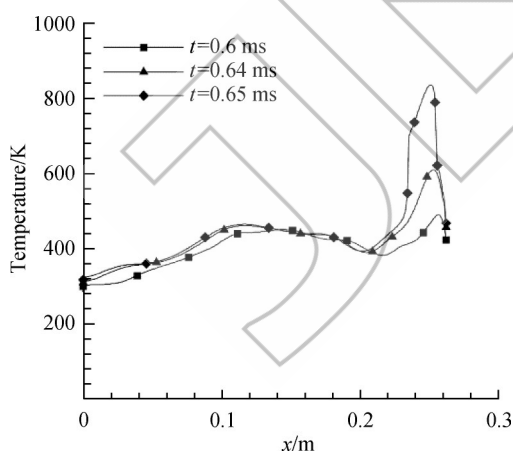


图 3 PSD 打开前推进剂表面温度

Fig.3 Propellant surface temperature before PSD opened

2.2 火焰传播及填充过程

图 4 是 Case 1 和 Case 2 第二脉冲燃烧压强-时间曲线。在 0.65 ms 前，只有点火燃气的注入，第二脉冲燃烧室内的压强上升较为缓慢；在推进剂被点燃之后，第二脉冲燃烧室内的压强快速升

高。由于本文选择的点火装置为点火发动机，点火器入口设置为恒定的质量流量，点火初期，点火燃气形成的压缩波沿通道传播并不断挤压通道内空气，最终形成点火冲击波，所以在压强曲线开始处出现了一个约为 2.5 MPa 的压强峰值；点火冲击波沿燃气通道传播到第二脉冲燃烧室尾部并与 PSD 及燃烧室内壁处碰撞后，发生反射，压强曲线随后出现了振荡。

在 $t=2.42$ ms 时，PSD 破碎打开。结合图 4 和图 5，第二脉冲燃烧室内燃气涌入到第一脉冲燃烧室，使得第二脉冲燃烧室内的温度和压强都在极短时间内骤降，但此时推进剂表面大部已被点燃，并且随着燃气的不断加入、温度升高，燃面不断扩大，在点火燃气及推进剂燃气的共同作用下，第二脉冲燃烧室内压强开始逐渐回升。在图 4 中可以看到压强曲线在下降再上升的过程中也出现了振荡的现象，这是由于第二脉冲燃烧室内高温高压气体释放后对第一脉冲燃烧室内低压气

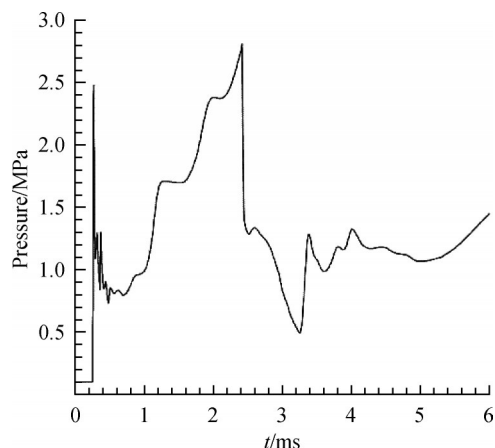


图4 第二脉冲燃烧室压强-时间曲线

Fig.4 Pressure-time curves of the second pulse combustion chamber

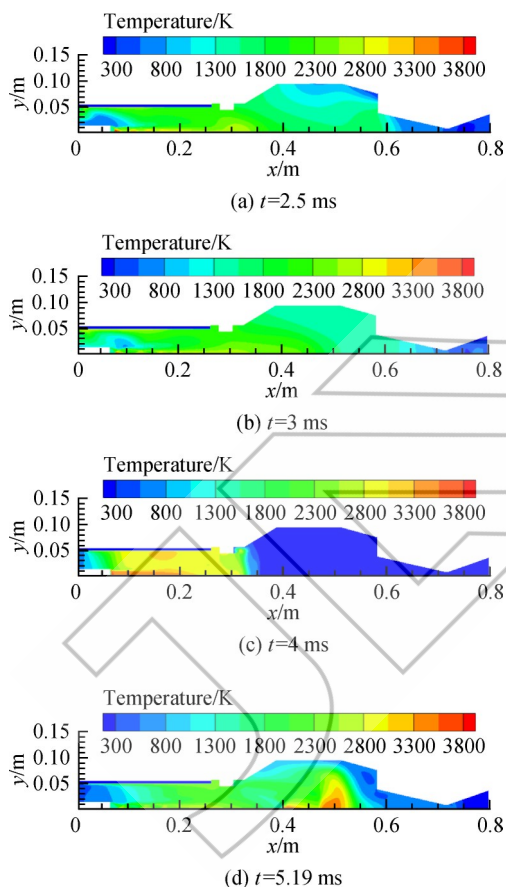


图5 PSD打开后燃烧室各个时刻温度云图

Fig.5 Combustion chamber temperature contours after PSD opened at different moments

体进行压缩产生了压力波,并且压力波到达喷管时发生反射在燃烧室内来回运动。

图6显示的是PSD打开后不同时刻推进剂表面温度随坐标轴 x 值分布的曲线。以推进剂表面温度达到800 K为点火判据,在PSD破碎前,曲线

部分还处于800 K之下,说明推进剂头部区域表面仍未点燃。在PSD打开之后,由于大量燃气涌入第一脉冲燃烧室,推进剂表面的温度略有降低,从图中可以看出推进剂表面高温区域下降了240 K左右;但是随着时间推移,燃烧室内温度开始回升,推进剂表面温度随之升高,未被点燃部分也逐渐达到点燃温度,在5.19 ms时,推进剂完全点燃。

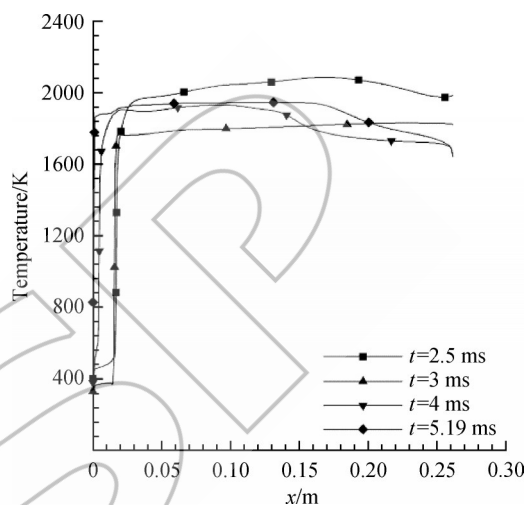


图6 PSD打开后推进剂表面温度

Fig.6 Propellant surface temperature after PSD opened

结合图7和图8,在推进剂被完全点燃之后,整个燃烧室的压强和温度继续上升。Case 1在11.2 ms时点火装置停止了工作,此时压强-时间曲线斜率减小,主要由于燃烧室内总的燃气生成量突然降低,导致压强上升速率也降低。对于Case 2,在其点火装置工作结束时(46 ms)也出现了类似的现象。由于点火燃气对燃烧室建压过程起增强和补充作用,11.2 ms之后Case 2燃烧室内的温度、压强和压强上升速率高于Case 1,因而更早达到燃烧室的平衡压强。

2.3 点火延迟分析

点火延迟是表征发动机点火性能的重要指标,通常将从点火装置开始工作到燃烧室压强达到平衡压强80%所需的时间定义为点火延迟,本文发动机第二脉冲稳定工作压强为12.2 MPa。根据以上对于双脉冲固体火箭发动机第二脉冲点火过程的分析,将第二脉冲的点火延迟分为四个部分:①从点火装置开始工作至推进剂表面首次出现火焰的时间 t_{ig1} ;②从首次出现火焰至PSD破碎的时间 t_{ig2} ;③从PSD破碎至推进剂表面全部点燃的火焰传播时间 t_{ig3} ;④从推进剂表面全部被点

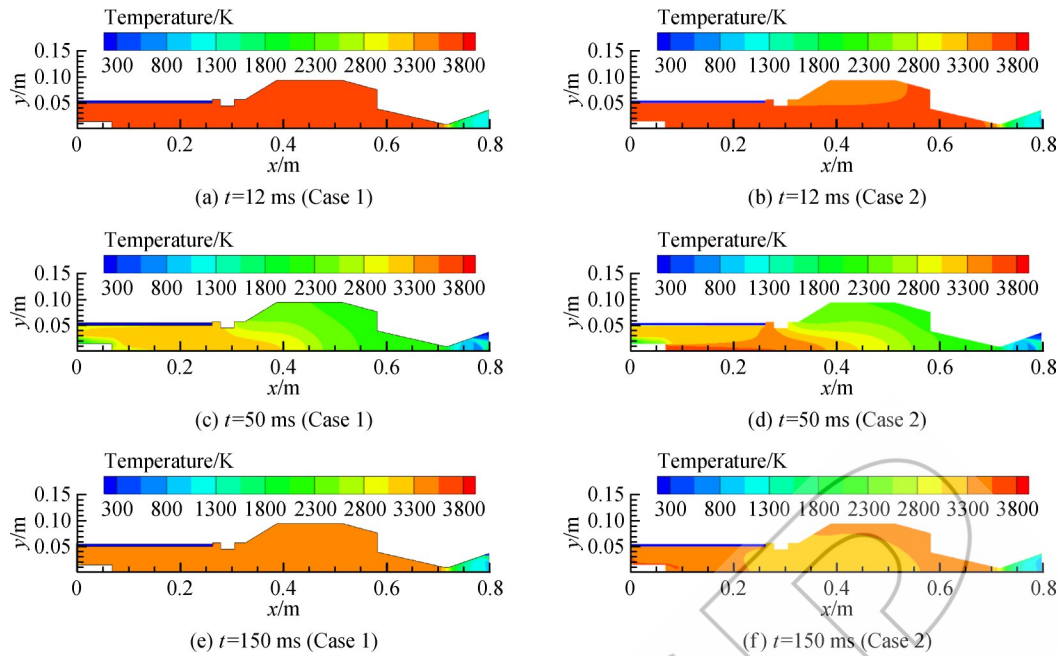


图 7 Case 1 和 Case 2 燃烧室各个时刻温度云图

Fig.7 Combustion chamber temperature contours at different moments of Case 1 and Case 2

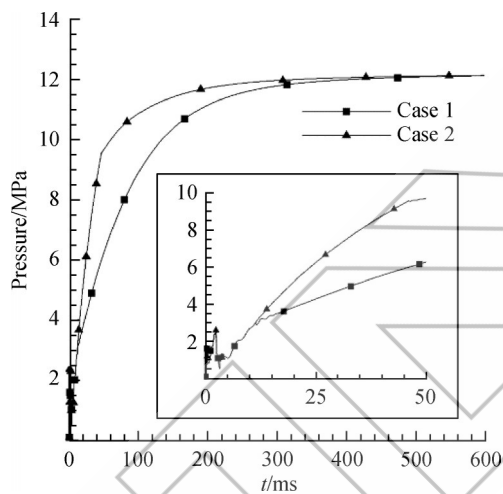


图 8 Case 1 和 Case 2 燃烧室各个时刻压强-时间曲线

Fig.8 Pressure-time curves of combustion chamber of Case 1 and Case 2

燃至燃烧室压强达到平衡压强 80% 的燃烧室填充时间 t_{ig4} 。

表 2 为不同算例的点火延迟时间(t_{ig})。对比 Case 1 和 Case 2, 因为 Case 1 点火装置工作结束之前, 两个算例的各项条件一致, 所以 t_{ig1} 、 t_{ig2} 和 t_{ig3} 大小相等。Case 1 的 t_{ig4} 大于 Case 2, 这是因为 Case 1 相比 Case 2 点火装置提前结束工作, 缺少点火燃气对于燃烧室空腔的填充, Case 1 压强在同一时刻上升速率较小、压强更低, 导致推进剂燃速小, 生成的燃气少, 所以燃烧室的填充时间增加。

表 2 不同算例的点火延迟

Table 2 Ignition delay of different cases

算例	t_{ig1}/ms	t_{ig2}/ms	t_{ig3}/ms	t_{ig4}/ms	t_{ig}/ms
1	0.65	1.77	2.77	119.41	124.60
2	0.65	1.77	2.77	46.86	52.05

综上所述, 在其他各项条件都相同的情况下, 相比 Case 1、Case 2 点火装置工作持续时间更长, 点火药量更大, 而点火延迟更小。因此增加点火装置工作持续时间和点火药量可以有效减小点火延迟的大小。对于本文所采用的双脉冲固体火箭发动机, 在使用上述经验公式计算点火装置工作持续时间时, 自由容积 V_g 取第一、第二脉冲燃烧室自由容积之和得到的点火延迟更小, Case 2 更为合理。

3 点火药量对点火延迟的影响

通过上述分析可知点火药量对于第二脉冲点火延迟有比较大的影响。本文的点火装置为点火发动机, 点火药量由点火装置工作持续时间 t_{big} 和点火燃气流量 $\dot{m}_{ig}$ 计算得到, 因而探究这两个变量对第二脉冲点火延迟的影响规律。

3.1 点火燃气流量相同时点火装置工作持续时间对点火延迟的影响

表 3 是 $\dot{m}_{ig}=1\text{ kg/s}$ 时, 不同点火装置工作持续时间的点火延迟。表中数据表明随着点火装置

表 3 不同点火装置工作持续时间的点火延迟
Table 3 Ignition delay of different igniter working durations

t_{big}/ms	t_{ig}/ms
10	125.15
11.2	124.60
20	109.10
30	90.35
40	66.95
46	52.05
50	47.50
60	47.50

工作持续时间的增加,对应的点火延迟逐渐减小,当点火装置工作持续时间增加至 50 ms 和 60 ms 时,点火延迟同为 47.50 ms。这说明点火延迟的大小会随着点火装置工作持续时间的增加而减小,但是当点火装置工作持续时间增加到一定程度时,点火延迟便减小到一个极限值。

图 9 是表 3 对应的不同点火装置工作持续时间的压强-时间曲线,从图中可以看出,点火装置工作持续时间越长,点火燃气对于燃烧室建压过程中作用时间越长,燃烧室压强上升得越快,点火延迟越小。观察图 9 中 $t_{\text{big}}=50\text{ ms}$ 的压强-时间曲线,在 $t=50\text{ ms}$ 点火装置工作结束时,曲线对应的压强约为 10 MPa,已经达到和超过了平衡压强的 80% (9.76 MPa),因而继续增加点火药量或是工作持续时间无法进一步减小点火延迟,因此出现了点火延迟的极限值。另外,根据表 3 中的数据, $\dot{m}_{\text{ig}}=1\text{ kg/s}$,当点火装置恰好工作到燃烧室压强

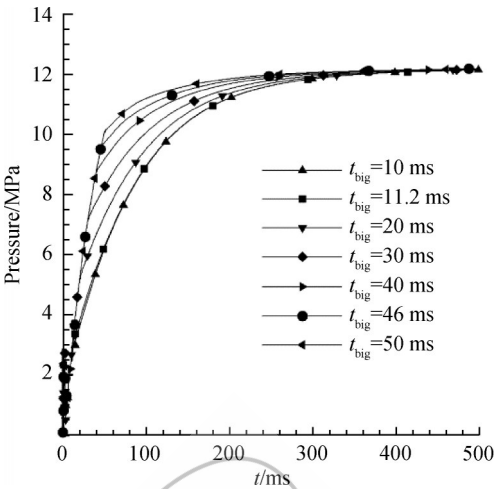


图 9 不同点火装置工作持续时间的压强-时间曲线
Fig.9 Pressure-time curves of different igniter working durations

达到平衡压强的 80%,点火装置的工作持续时间 t_{big} 和点火延迟 t_{ig} 恰好相等,此时 $m_{\text{ig}}=47.5\text{ g}$, $t_{\text{ig}}=47.50\text{ ms}$,是当前点火燃气流量下最小的点火延迟 t_{ig}^* 。如果将此刻点火装置的工作持续时间称为最佳工作持续时间 t_{big}^* ,则可以得到:当 $t_{\text{big}}<t_{\text{big}}^*$,点火药量不足,点火延迟较大;当 $t_{\text{big}}>t_{\text{big}}^*$,点火药量偏多且点火延迟无法进一步减小;当 $t_{\text{big}}=t_{\text{ig}}^*$,点火药量恰好合适,此时点火延迟最小。

3.2 点火药量相同时点火燃气流量对点火延迟的影响

表 4 是确定点火药量,不同点火燃气流量的点火延迟。表中的数据表明,对于不同的点火燃气流量,与 $\dot{m}_{\text{ig}}=1\text{ kg/s}$ 时相似,点火延迟会随着点火装置工作持续时间和点火药量的增加而相应减小,但增加到一定值时,点火延迟减小到一个极限值便不再变化。

表 4 不同点火燃气流量不同点火装置工作持续时间的点火延迟
Table 4 Ignition delay of different ignition gas flow rates and igniter working durations

m_{ig}/g	t_{ig}/ms					
	$\dot{m}_{\text{ig}}=0.25\text{ kg/s}$	$\dot{m}_{\text{ig}}=0.30\text{ kg/s}$	$\dot{m}_{\text{ig}}=0.35\text{ kg/s}$	$\dot{m}_{\text{ig}}=0.50\text{ kg/s}$	$\dot{m}_{\text{ig}}=0.75\text{ kg/s}$	$\dot{m}_{\text{ig}}=1.00\text{ kg/s}$
10	127.95	128.65	128.50	128.15	126.80	125.15
20	100.15	106.80	108.65	111.40	110.70	109.10
30	88.90	86.40	81.90	89.35	91.55	90.35
40	88.90	86.40	81.90	73.75	69.50	66.95
50	88.90	86.40	81.90	73.75	59.45	47.50
60	88.90	86.40	81.90	73.75	59.45	47.50

通过表 4 中的数据,计算出各个点火燃气流量下, $t_{\text{big}} = t_{\text{big}}^*$ 时对应的最小点火延迟和点火药量,如表 5 所示。从表 5 中可以发现,不同点火燃气流量对应的最小点火延迟随着点火燃气流量的增大而减小,点火药量也随之增加。图 10 是 $m_{\text{ig}} = 50 \text{ g}$ 时不同点火燃气流量压强-时间曲线,此时对于各个点火燃气流量,都属于 $t_{\text{big}} > t_{\text{big}}^*$ 的范畴,点火装置在燃烧室压强达到平衡压强的 80% 过程中始终在工作。燃烧室建压过程中,点火燃气流量越大,其填充和增强作用就越明显,曲线的斜率越大,压强上升的速度就越快,越早达到平衡压强,因此最小点火延迟随着点火燃气流量的增加而减小。

观察图 10 还发现,有三条压强-时间曲线出现了压强峰值。因此,当 $t_{\text{big}} > t_{\text{big}}^*$ 时,不仅无法进一步减小点火延迟的大小,还可能会出现压强峰值;并且当压强峰值出现时,点火燃气流量越小,

其峰值越大,出现时间越晚,点火装置结束工作后,燃烧室压强开始逐渐恢复至平衡压强。

对于上述现象,压强-时间曲线上出现压强峰值和点火装置的工作持续时间有关:如果燃烧室压强达到平衡压强时,点火装置继续工作,加大了整个发动机的流量,那么便会出现压强峰值。当压强峰值出现时,其出现的早晚和峰值大小是由于:在点火药量相同的情况下,点火燃气流量越大,压强上升越快,并且也越早结束工作,因而点火燃气流量越大,峰值便出现越早;而点火燃气流量较小的情况,点火装置工作持续时间更长,燃烧室的压强可以上升到更高程度。

综上所述,对于不同的点火燃气流量,都存在一个最小的点火延迟,并且点火燃气流量越大,最小点火延迟越小。另外,当 $t_{\text{big}} > t_{\text{big}}^*$ 时,点火延迟不仅不会进一步减小,反而有可能出现压强峰值;压强峰值出现时,点火燃气流量越小,其峰值越大,出现时间越晚。

3.3 点火燃气流量与最小点火延迟的关系

通过之前的研究发现,不同的点火燃气流量都存在一个最小的点火延迟,而最小点火延迟 t_{big}^* 在数值上也等于最佳工作持续时间 t_{big}^* 。通过对不同点火燃气流量和对应的最佳工作持续时间进行曲线拟合,得到的曲线如图 11 所示。曲线方程形式为

$$t_{\text{big}}^* = \alpha e^{-\beta \dot{m}_{\text{ig}}} \quad (9)$$

对于图 11 中的曲线,其中 $\alpha = 110.26$, $\beta = 0.833$,曲线拟合的优度为 0.997,较好地贴合了数据。

通过图 11,当 $\dot{m}_{\text{ig}}$ 确定,便可以得到对应的

表 5 不同点火燃气流量的最小点火延迟和点火药量
Table 5 Minimum ignition delay and ignition charge of different ignition gas flow rates

$\dot{m}_{\text{ig}}/(\text{kg/s})$	$t_{\text{ig}}^*/\text{ms}$	m_{ig}/g
0.25	88.90	22.23
0.30	86.40	25.92
0.35	81.90	28.67
0.50	73.75	36.88
0.75	59.45	44.59
1.00	47.50	47.50

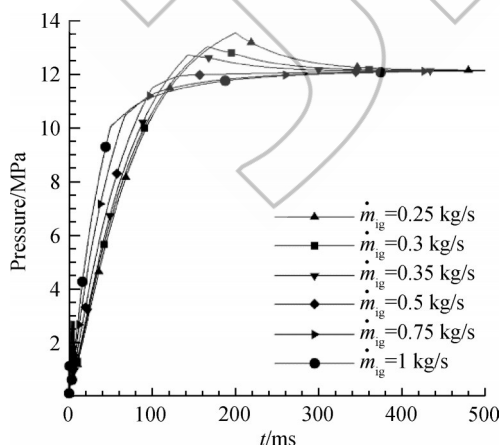


图 10 不同点火燃气流量的压强-时间曲线 ($m_{\text{ig}} = 50 \text{ g}$)

Fig.10 Pressure-time curves of different ignition gas flow rates ($m_{\text{ig}} = 50 \text{ g}$)

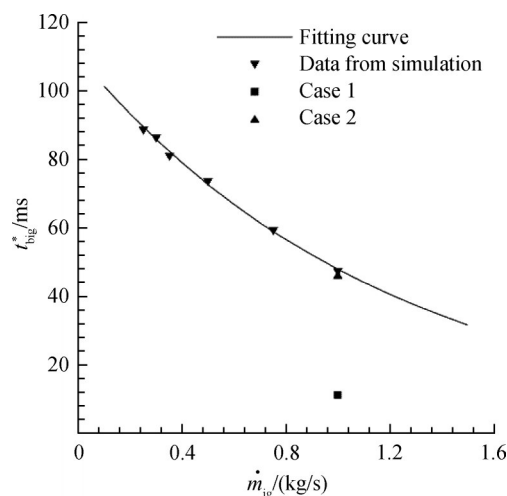


图 11 t_{big}^* 和 $\dot{m}_{\text{ig}}$ 的拟合曲线

Fig.11 Fitting curve of t_{big}^* and $\dot{m}_{\text{ig}}$

t_{big}^* ,从而计算出最佳的点火药量。图中曲线的下方区域为 $t_{\text{big}} < t_{\text{big}}^*$,上方区域为 $t_{\text{big}} > t_{\text{big}}^*$ 。将文中第2.4节中两种不同方案计算得到的点火燃气流量和点火装置工作持续时间在图中标出,发现两种方案都处于曲线的下方区域,属于点火药量不足的情况,但是Case 2更加贴近曲线,点火延迟更小,更加合理。

另外,由于最小点火延迟数值上等于最佳工作持续时间,因而式(9)也适用于最小点火延迟和点火燃气流量之间的关系,所以对于本文的双脉冲固体火箭发动机模型,最小点火延迟和点火燃气流量之间存在负指数关系。

4 结 论

通过本文的研究,得到了以下结论:

1) 利用本文所采用的点火药量经验公式计算双脉冲固体火箭发动机第二脉冲点火药量时,自由容积应选取第一、第二脉冲燃烧室自由容积之和更为合理。

2) 点火燃气流量不变时,增加点火装置工作持续时间可以有效减小第二脉冲点火延迟,但是点火延迟存在一个极限值即最小点火延迟, $t_{\text{big}} < t_{\text{big}}^*$ 时,点火药量不足,点火延迟较大; $t_{\text{big}} > t_{\text{big}}^*$ 时,点火药量偏多,点火延迟无法进一步减小,可能出现压强峰值,压强峰值出现时,点火燃气流量越小,其峰值越大,出现时间越晚;当 $t_{\text{big}} = t_{\text{big}}^*$ 时,点火药量恰好合适,此时点火延迟最小。

3) 对于本文的双脉冲固体火箭发动机模型,不同点火燃气流量存在对应的最小点火延迟,点火燃气流量越大,最小点火延迟越小;并且点火燃气流量和最小点火延迟之间为负指数关系。

参考文献:

- [1] 方家洪. 固体火箭发动机在航天领域的应用[J]. 国外导弹与宇航, 1984, 7(11): 20-26.
FANG Jiahong. Application of solid rocket motor in aerospace field[J]. Foreign Missiles and Aerospace, 1984, 7(11): 20-26. (in Chinese)
- [2] 寇军强. 固体火箭推进技术发展趋势及关键技术分析[J]. 弹箭与制导学报, 1999(1): 53-56.
KOU Junqiang. Development trend and key technology analysis of solid rocket propulsion technology[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 1999(1): 53-56. (in Chinese)
- [3] 王志健, 何国强, 魏祥庚, 等. 空空导弹多脉冲固体火箭发动机能量分配优化研究[J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30(6): 144-146.
- WANG Zhijian, HE Guoqiang, WEI Xianggeng, et al. An investigation of optimizing energy allocation on multi-pulse solid rocket motor in airborne missile[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2010, 30(6): 144-146. (in Chinese)
- [4] NAUMANN K W, STADLER L. Double-pulse solid rocket motor technology-applications and technical solutions[R]. AIAA-2010-6754, 2010.
- [5] DOMBROWSKI D C, FREY T J, NEVRINCEAN A G. Solid propellant dual pulse rocket motor loaded case and ignition system and method of manufacture: US5675966[P]. 1997-10-14.
- [6] STADLER L, TROUILLOT P, RIENCKER C, et al. The dual pulse motor for LFK NG[R]. AIAA-2006-4762, 2006.
- [7] TROUILLOT P, AUDRI D, RUIZ S. Design of internal thermal insulation and structures for the LFK NG double-pulse motor[R]. AIAA-2006-4763, 2006.
- [8] 刘伟凯, 何国强, 王春光. 双脉冲发动机中金属膜片动态与静态打开对比分析[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1259-1264.
LIU Weikai, HE Guoqiang, WANG Chunguang. Research on dynamic and static opening of metal diaphragm in double pulse solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1259-1264. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 谢娜, 姜永春, 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.
XIE 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)
- [12] 朱卫兵, 张永飞, 陈宏, 等. 双脉冲发动机内流场研究[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(1): 114-118.
ZHU Weibing, ZHANG Yongfei, CHEN Hong, et al. The study of dual-pulse solid rocket motor's inner flow field[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2012, 32(1): 114-118. (in Chinese)
- [13] 黄波, 李映坤, 陈雄. 双脉冲发动机 II 脉冲点火瞬态工作特性研究[J]. 弹道学报, 2019, 31(4): 68-73, 81.
HUANG Bo, LI Yingkun, CHEN Xiong. Investigation on the pulse II ignition transient operation characteristics of dual pulse motor[J]. Journal of Ballistics, 2019, 31(4): 68-73, 81. (in Chinese)

- [14] 汤亮,邓康清,余小波.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. Numerical simulation for the second pulse ignition progress in compartment dual-pulse motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1541-1548. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] LUKE G D. A study of the ignition transient in large aspect ratio solid rocket motors[D]. Berkeley, US: University of California, 1996.
- [17] 王元有.固体火箭发动机设计[M].北京:国防工业出版社,1984.
- [18] 王玲玲.固体火箭发动机点火过程数值分析[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2008.
WANG Lingling. Numerical analysis of solid rocket motor ignition transient[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2008. (in Chinese)

(编辑:陈 越)