

烟火剂式点火器内弹道性能理论分析*

宋明德 杨晓红 王敬超

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025)

摘 要: 用固体火箭发动机中常用的瞬态平衡压强法对烟火剂式点火器内弹道性能进行了理论预示, 并提出热损失系数的概念。此外, 进行了试验验证。计算结果和试验结果吻合较好。

主题词: 火箭发动机点火器, 固体推进剂点火, 点火药, 烟火剂, 内弹道性能, 性能预测

分类号: V435.4, V521.5

THEORETICAL ANALYSIS OF INTERNAL BALLISTICS FOR PYROGEN-TYPE IGNITERS

Song Mingde Yang Xiaohong Wang Jingchao

(Shanxi Power Mechanical Institute, Xi'an, 710025)

Abstract: Instantaneous equilibrium pressure method is used in this paper to analysis the internal ballistics of pyrogen-type igniters. A concept of igniter heat loss coefficient is also presented. The relationship among igniter charge mass, nozzle area and igniter chamber pressure is also established. The calculation results are satisfactory with test date. Two important conclusions are drawn from the caculation results. One shows that the ignition acceleration basket is an important and reasonable part in igniter, another shows a kind of optimal igniter charge configuration.

Keywords: Rocket ignitor, Solid propellant ignition, Interior ballistic performance, Ignition powder, Pyrotechnic compound, Performance prediction

1 引 言

烟火剂式点火器又叫簍式点火器, 目前应用最为广泛。预示这种点火器的内弹道性能, 首先可以提供发动机压强上升段所需要的点火秒流量曲线^[1]; 其次, 可以根据预示结果初步设计

* 本文1993年7月15日收到

点火器壳体的厚度、喷孔面积等一系列参数,减少设计的盲目性。

目前关于簍式点火器的理论工作做的较少,设计准则主要是经验公式结合单项试验。对这种点火器性能进行理论分析,有助于提高设计水平。

2 物理模型

典型的簍式点火器如图1所示。

点火器壳体表面开有多个小喷孔,引燃药柱和点火药柱常用硼酸钾烟火剂(DBK-1),分片状和环状两种药型。固体火箭发动机点火器中,药环型占绝大多数。因此,本文主要讨论这种药型。

大多数簍式点火器还有引燃药盒,迄今尚未见到考虑引燃药盒影响的内弹道性能预示方法。

本文用修正的瞬态平衡压强法对簍式点火器内弹道性能进行理论分析,并将引燃药盒因素考虑进去。

3 数学模型

数学模型中引入以下假设:

- a 药柱表面气体的压强和温度分布均匀;
- b 点火器中没有侵蚀燃烧现象;
- c 点火器喷孔立即壅塞(点火气流满足超音速条件);
- d 点火药柱所有燃面都均匀、连续地燃烧;
- e 点火燃气符合理想气体定律;
- f 引燃药柱和点火药柱所有燃面立即点燃;
- g 不考虑电发火管产生压强的影响。

簍式点火器内弹道性能的分析,国外常用形状函数法^[2]。本文尝试用固体火箭发动机中常用的瞬态平衡压强进行分析,并提出热损失系数的概念。

3.1 零维模型

将工作过程分为工作段和下降段二部分讨论:

3.1.1 工作段

该阶段压强由引燃药柱和点火药柱共同燃烧产生,其燃面变化确定如下:

设点火药块共有 N_1 块,尺寸如图2所示。全部点燃时其燃面为:

$$A_b = 2\pi N_1 [(r_{o2} - r_{i2}) + h(r_o + r_i)] \quad (1)$$

当烧去的肉厚为 rdt 时,各参数的变化为:

$$r_{o2} = r_{o1} - rdt \quad (2)$$

$$r_{i2} = r_{i1} + rdt \quad (3)$$

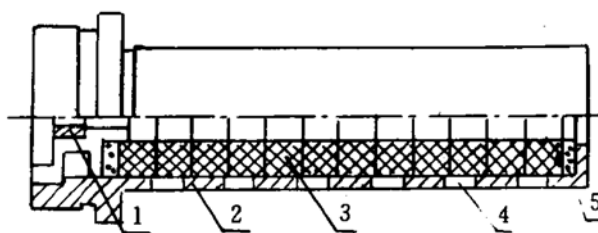


图1 典型的簍式点火器

1—引燃药盒; 2—点火器壳体; 3—点火药块;
4—堵膜; 5—海绵垫圈

$$h_2 = h_1 - 2rdt \quad (4)$$

将式 (2) ~ (4) 代入 (1) 中, 可求出此时的燃面 A_b 。这样可以分别求出引燃药柱和点火药柱的燃面, 两者之和就是总燃面。有了总燃面之后, 工作段的 $p-t$ 曲线就可用含修正项的瞬态平衡压强法来求解了。设点火器喷孔面积为 A_t , 燃喉比:

$$K = \frac{A_b}{A_t} \quad (5)$$

平衡压强:

$$p_{ceq} = (\rho_p C^* a K)^{\frac{1}{1-n}} \quad (6)$$

修正项:

$$\frac{dp_{ceq}}{de} = \frac{\Delta p_{ceq}}{\Delta e} \quad (7)$$

修正后的点火器燃烧室压强为:

$$p_c^{1-n} = p_{ceq}^{1-n} - \frac{Va}{C^* \Gamma^2 A_t} \frac{\Delta p_{ceq}}{\Delta e} \quad (8)$$

$$\Delta e = rdt \quad (9)$$

燃烧肉厚为 rdt 时的自由容积为

$$V_2 = V_1 + \pi N_1 [2r_{o1}^2 rdt + (h_1 - 2rdt)r_{o1}^2 - (h_1 - 2rdt)r_{o2}^2 + r_{i2}^2 (h_2 - 2rdt) - r_{o1}^2 (h_2 - 2rdt)] \quad (10)$$

由以上诸式即可求出对应于各个 Δt 时刻的 p 来, 从而求出工作段的 $p-t$ 曲线。

3.1.2 下降段

该过程已不再有点火气体产生, 因此连续方程变为:

$$V \frac{d\rho_c}{dt} = - \frac{\Gamma}{\sqrt{RT}} p_c A_t \quad (11)$$

假设该过程为绝热膨胀过程, 满足:

$$\frac{p_{c1}}{p_{ceq1}} = \left(\frac{p_{c2}}{p_{ceq2}} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (12)$$

可以得到

$$p_c = p_{ceq} \left[\frac{2V}{2V + \Gamma \sqrt{RT} A_t (K - 1)t} \right]^{\frac{2k}{k-1}} \quad (13)$$

这样, 就可以得出整个工作过程的 $p-t$ 曲线来。

3.2 热损失的处理方法

上述计算方法中, 没有考虑点火器壳体热损失而造成的压强下降。在固体火箭发动机中, 绝热层起到了阻止热量散失的作用, 由壳体表面散热造成的热损失很小。而药盒式点火器由于壳体材料是铝, 结构上又没有防止散热的绝热层, 因此, 热量损失相当大, 由此造成的点火器燃烧室压强下降也不可忽略。对主发动机点火装置的点火器, 这个热损失并未流出主燃

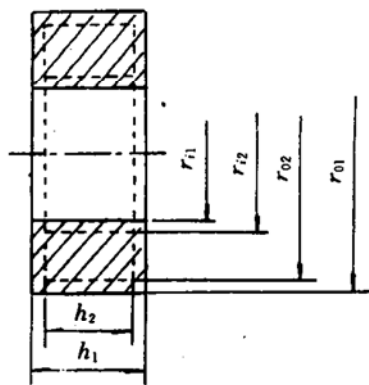


图2 点火药块尺寸及变化

烧室,也起到提供点火能量的作用。但药盒式点火器单项试验时,外界的环境温度一般都远低于烟火剂的燃烧温度,这个热损失不容忽视。

本课题对这个热损失的处理方法,是将每步计算得到的压强都乘上一个热损失系数 E ,该系数是一个综合损失系数,不仅包括了点火器壳体的热损失,还包括了喷孔的流动损失等一系列损失,从而使计算要考虑的损失因素大为简化。

3.3 有关热力学性能参数的确定

计算中所需的烟火剂热力学性能参数,如特征速度、比热、比热比、绝热燃烧温度等借助于热力计算程序^[3]得到。还有一些参数由试验得到。

4 硼酸钾烟火剂性能试验

要对点火器的内弹道性能进行预示,首先必须了解点火药的有关性能参数,如燃速压强指数、燃速系数,特征速度,热力学参数等。

燃速测试在调压式燃速仪中进行,并用最小二乘法回归分析得到点火药燃速公式。

点火试验系统主要包括试验用簏式点火器,压强测量和记录系统等。测压位置分别位于点火器的头部,尾部和壳体中间喷孔处。试验系统原理如图3。

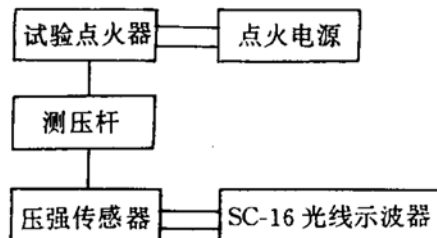


图3 试验系统原理图

5 结果和分析

为检验计算方法,首先对文献[2]中的BPN烟火剂算例进行了计算。两者的对比列于图4。从图4可以看出,计算结果和文献[2]的计算结果吻合得相当好,说明本文的计算方法是可行的。计算还针对不同的 n 值进行,从原文给出的试验结果来看,在燃速一定的情况下, n 越小,计算越接近真实值。这从侧面说明,BPN烟火剂的燃速压强指数较小。

为探讨药柱燃速对内弹道性能的影响,在燃速压强系数 a 不变的前提下,改变燃速进行计算,结果列于图5。从图5看出,燃速降低会导致点火器燃烧室压强降低,工作时间延长。这使得点火能量分散,不利于发动机的点火。因此,选取点火药和进行点火药配方研制时,要首先考虑那些燃速较高的点火药,以提高效率。

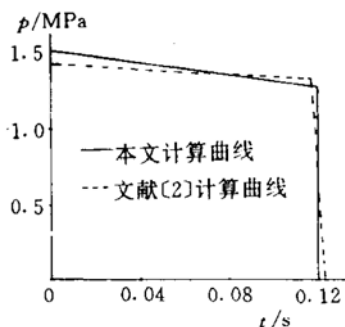


图4 本文和文献[2]计算结果对比

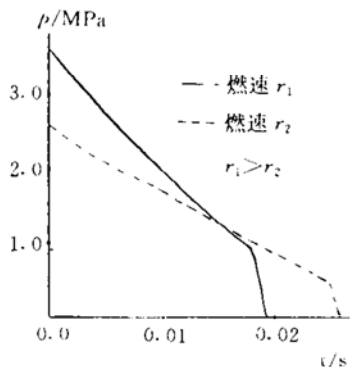


图5 燃速的影响

由于试验点火器中有引燃药盒结构,本文还分析了引燃药盒对点火器内弹道性能的影响,有引燃药盒和没有引燃药盒两种情况的计算结果对比列于图 6。计算中假设引燃药块和点火药块同时点燃。由于烟火剂的火焰感度较高,该假设近似成立。计算结果表明,考虑引燃药盒和不考虑引燃药盒,计算结果差别极小。另外,还计算了单独考虑引燃药盒工作时,产生的压强大小,这个压强仅为 0.2MPa 左右。由此可以看到,引燃药对点火器内弹道性能的影响不大,甚至可以忽略。但对加强火焰传播,保证点火成功来说却必不可少,它是点火器中的一个很合理的部件。

图 7 是试验测到的点火器头部压强曲线。

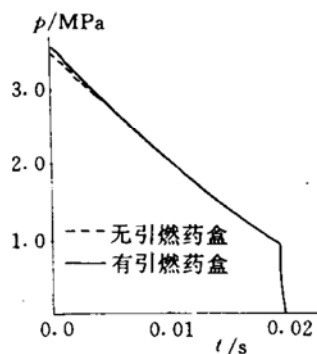


图 6 引燃药盒的影响

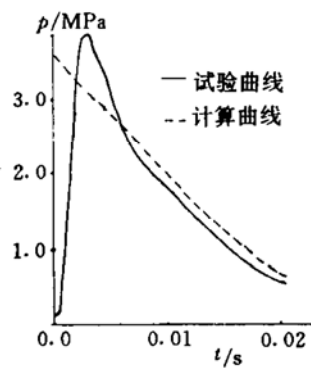


图 7 计算曲线与试验曲线对比

与试验用点火器的内弹道性能预示结果相比,两者符合较好。计算采用的热损失系数为 0.54,这也说明了点火器单项试验时的热损失是很大的。

用于试验的这种点火器装药块数较多,点燃后,燃面减小很快,燃烧室压强减小也很快。从点火效果和壳体承受压力方面来看,这种点火器不如燃烧室压强变化较为平缓的那种点火器(如文献〔2〕中的点火器)性能好。另外,从点火器壳体的受热和强度变化而言,后者也更为合理。这点很值得我们设计人员今后在进行点火器设计时注意,点火装置不仅要求能够点燃主发动机,还要求点火器本身设计方案最佳。

6 结 论

用火箭发动机中常用的瞬态平衡压强法,结合提出的热损失系数概念,对簏式点火器内弹道性能进行预示的结果表明,方法是可行的。计算还分析出燃速较高的点火药具有更好的点火效果。同时指出能使燃烧室压强变化较为平缓的药型是一种较好的药型。此外,计算还证明了引燃药盒的合理性和必要性。

参 考 文 献

- 〔1〕 叶定友. 固体火箭发动机压强曲线上段预示. 航天科技报告 HT-880043, 航天科技报告编辑部, 1988
- 〔2〕 Kuma M, Perez A. Performance Prediction of BPN Pyrogen-Type Igniters for Rocket Motors. AIAA 76-120
- 〔3〕 固体火箭发动机热力学计算方法和计算机程序. 航天工业部标准, QJ1393-88
- 〔4〕 宋明德. 固体火箭发动机点火瞬态内流场的二维分析. 宇航学报, 1993, 4
- 〔5〕 固体火箭发动机设计与研究. 北京: 宇航出版社, 1992