

一种新型的固体火箭 发动机体外点火器*

雷碧文 张为华 王荣祥

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 为了提高固体发动机工作可靠性, 增加装药质量, 同时实现二级点火和级间分离, 应用体外点火器是一种成功的方法。本文给出了此种点火器的设计方法。其设计特点为: 点火器装于喷喉之后, 喷焰长度由经验公式预估, 装药设计和内弹道计算一并完成。实践证明本文提供的方法能满足工程设计需要。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 火箭发动机点火器, 设计要求, 点火试验

分类号: V435.4, V521.5

AN ADVANCED EXTERNAL IGNITER FOR SOLID ROCKET MOTORS

Lei Biwen Zhang Weihua Wang Rongxiang

(Department of Aerospace Technology, National
University of Defense Technology, Changsha, 410073)

Abstract: In order to improve working reliability, increase grain mass, and achieve ignition and stage separation at the same time, a successful method is to apply an external igniter to solid rocket motor. In this paper, the design method of the igniter is described. Its features are as follows: the igniter is positioned at divergent section of the nozzle and out of the solid rocket motor. The flame length is predicted by semi-empirical formula. The grain configuration and grain mass are determined by internal ballistic prediction program. It is shown that the design method is satisfied for engineering design and has greater spreading value. The igniter has been used in real rocket motor. Compared with normal igniter, the external igniter is safer and more reliable.

* 本文 1993 年 6 月 13 日收到

Keywords: Solid Propellant rocket engine, Rocket ignitor, Design requirement, Ignition test

1 引 言

目前固体火箭发动机大都采用体内点火器,一部分装于固体发动机头部,一部分装于尾部,点火器喷孔置于发动机喉部之前。为了提高性能和可靠性,提出了体外点火器这一设计思想,并将其付诸实施,取得了圆满成功。

体外点火器是指点火器头部置于发动机喷管扩散段,点火器延伸至喷管外,点火器燃气射流经喷喉到达燃面的一种点火装置。体外点火器与体内点火器相比具有明显优势,由于点火器安装在发动机喷管扩散段,与喷喉保持一段距离,提高了发动机的工作可靠性,并且充分利用了喷管扩散段内的空间,使其结构紧凑。对多级发动机而言,如点火器装在级间,则能够实现上面级发动机点火和两级之间的分离。单级发动机使用体外点火器,亦可提高出轨速度。采用体外点火,还可以实现头部满装填装药。

2 设计思路

对一种丁羟装药嵌金属丝端面燃烧固体发动机,设计要求二级发动机点火和一、二级发动机级间分离同时完成,即级间连接的热分离隔盘,要靠该发动机点火启动后喷出的高温高压燃气冲破后把一级发动机抛掉。基于上述的约束条件,需寻求一种新的点火方法,设计一种新型点火器。显然,这种点火器只能装在二级发动机后面的级间连接段内。

为了提高点火器内弹道的重现性和可靠性,设计成点火发动机是合适的。药型设计采用数值预示法,并使药型设计、内弹道计算和点火器流量预示一并完成。设计中将点火器前端伸至发动机喷管扩散段,尾端置于一级发动机前封头上。点火器工作后,产生的燃气流通过喷管喉部喷入发动机中实现点火。显然,这种点火器与被点燃的发动机无直接关联,点火完成后,它随助推器一起被抛掉。

设计体外点火器,还必须解决好几个技术问题。

- (1) 保证点火射流大部分顺利通过喷喉射入发动机内,充分发挥点火“效率”。
- (2) 点火射流的长度要能更有效地把发动机点燃。
- (3) 点火器前端伸到扩散段内的位置要恰到好处,使其既不阻碍发动机燃气顺畅,又尽可能缩短射流长度。
- (4) 点火器工作时间确定。

3 设计准则和参数确定

体外点火器如图 1 所示。点火器置于一级发动机前端盖上,伸到二级发动机喷管扩散段内。分离隔盘上开有应力槽,外环与弹体相连。级间分离采用热分离方式。

点火器前端位置的确定要尽量避免壅塞喷喉气流。点火器外径应小于喷管喉径,点火器前端与喷管内壁形成的环形面积应大于喷喉面积。设计准则为:

$$D_n = \sqrt{CD_t^2 + D_{ig}^2} \quad (1)$$

$C = 1.2 \sim 1.8$, 本设计中 $C = 1.8$

式中: D_t ——发动机喉径

D_{ig} ——点火器外径

点火器长度与点火器装药质量大小及安装方式有关。

3.1 点火药系统

采用 MTCA 烟火剂引燃点火器装药。点火器装药采用复合推进剂。MTCA 具有能量高, 钝感好, 吸湿性低, 成本低等特点。

3.2 药型设计

药型设计的依据是点火器流量大小。点火器所提供的燃气流量应保证发动机装药能可靠点燃。采用数值预示方法进行药型设计和点火器流量计算。内弹道计算模型为零维模型, 控制方程如下:

$$\frac{d(\rho V)}{dt} = \rho_T A_b r - q_{mig} \quad (2)$$

$$\frac{dV}{dt} = A_b r \quad (3)$$

$$q_{mig} = \frac{\rho A_{tig}}{C^*} \quad (4)$$

式中: V ——自由容积

A_b ——燃烧面积

C^* ——特征速度

A_{tig} ——喷口面积

q_{mig} ——点火器秒流量

ρ ——密度

t ——时间

r ——燃速。

方程 (2) ~ (4), 采用四阶龙格库塔法求解。计算点火器流量如图 2 所示, 点火器流量呈减面变化规律, 维持一定工作时间, 这样的点火器设计能否满足发动机的要求, 还有待于进行发动机内弹道计算^[1,2], 有待于全尺寸发动机的实验验证。图 3 示出了端燃药柱全尺寸发动机的实验结果, 由图 3 可知, 采用这种体外点火器可获得满意的内弹道性能。

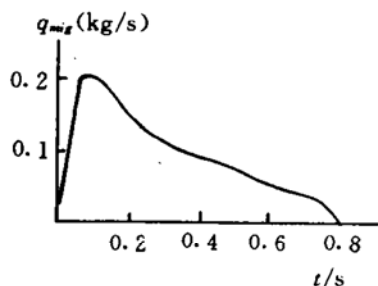


图2 点火器流量变化规律

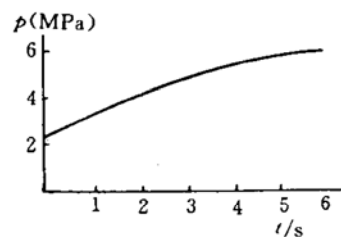


图3 实测发动机压强时间曲线

3.3 点火器射流长度

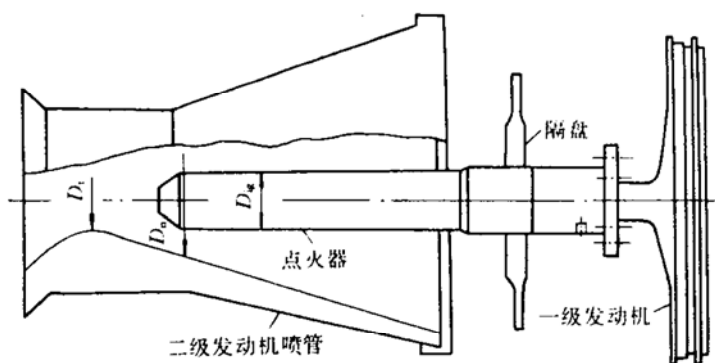


图1 体外点火器结构示意图

这是一个重要的设计参数。设计准则为：射流火焰的中焰区要达到发动机药柱燃面上。依据经验公式估计火焰长度：

$$l = \sqrt{\frac{F}{f}} \quad (5)$$

$$F = G_F p_c A_{\text{tig}} \quad (6)$$

式中： C_F ——推力系数 p_c ——点火器燃烧室压强 f ——经验常数

$f=7\sim 14$ ，火焰长度亦可以弹体作为参照物，通过照相测得。我们研究的点火器， $f=14$ 。此外，对其它发动机进行了研究，以某火箭助推器为例：实测（照相）火焰长度 9.7m，推力 600kg， $f=7$ ，理论计算火焰长度为 9.4m。又如某气象火箭，实测和理论计算火焰长度分别为 5.35m 和 5.45m，两者比较吻合。

经过 10 余发点火器单项实验、模拟自由容器实验、发动机地面实验和全弹飞行实验的考核，证明体外点火器的设计是成功的。

4 结 语

新型体外点火器设计是从解决一个具体发动机点火中产生出来的，体外点火方式的构思和具体设计方案、设计准则等，无疑对固体发动机体外点火器设计有着指导意义。

(1) 点火器不再是发动机消极质量，因而提高了发动机质量比冲。

(2) 点火器安装在发动机体外，可排除点火器残片损坏、堵塞发动机喉部的隐患，提高了发动机可靠性。

(3) 可用于装药发动机的点火，为满装药技术用于型号设计提供了一种关键技术。

(4) 点火器可靠性高。

参 考 文 献

- [1] 张为华. 端面燃烧固体火箭发动机压力建立过程预示研究. 固体火箭技术, 1988 (3)
- [2] Zhang Weihua. Prediction of Igniter Flux. AIAA 92-3278