

文章编号: 1003-1480 (2006) 03-0005-04

单项点火试验在小型固体发动机点火设计中的应用

张秋芳^{1,3}, 王宁飞², 田维平³

(1. 西安近代化学研究所, 陕西 西安, 710065; 2. 北京理工大学, 北京, 100081; 3. 中国航天科技集团公司第四研究院第四十一所, 陕西 西安, 710025)

摘 要: 阐述了小型固体火箭发动机点火装置单项点火试验的目的、作用, 结合具体发动机点火装置研制, 设计了单项点火试验容器。根据单项点火试验结果, 对点火药药量、初始点火容积、喷管设计状态、点火方式、环境条件等因素对点火器点火性能的影响进行了分析, 并对初始点火设计参数进行了调整。研究结果表明, 基于单项点火试验所做的设计改进, 解决了发动机研制初期遇到的点火延迟、低温点火失效等问题。

关键词: 固体发动机; 单项点火试验; 点火延迟; 点火器

中图分类号: TJ450.6 文献标识码: A

Application of Single Ignition Test to the Igniter Design of Small Solid Rocket Motor

ZHANG Qiu-fang^{1,3}, WANG Ning-fei², TIAN Wei-ping³

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an, 710065; 2. Beijing Institute of Technology, Beijing, 100081; 3. The 41st Institute of the Fourth Academy of China Aerospace Science & Technology Corporation, Xi'an, 710025)

Abstract: The roles and aims of the single ignition test of the igniters, which used in small solid rocket motor, were introduced in this paper. Based on a lot of single ignition tests, the influence of mass of ignition powder, initial ignition volume, the design status of the nozzle closure and environmental conditions on the ignition characteristic of igniters were also analyzed. According to the single ignition tests results, some measures, such as changing the ignition manners, adjusting the ignition charge etc, had been adopted in the redesign of the igniter. The research indicated that the design modification had been utilized to solve the ignition delay, the ignition failure under low temperature etc ever occurred in the initial design completely.

Key words: Solid rocket motor; Single ignition test; Ignition delay; Igniter

固体火箭发动机点火是一个复杂的、瞬态的物理-化学变化过程, 研究人员对固体推进剂燃烧机理、发动机点火过程进行了大量的试验研究和理论研究, 并建立了各种点火模型^[1-5], 为固体火箭发动机点火设计提供了理论基础。但在工程设计中, 由于影响点火性能的因素及其影响程度各不相同, 因此已建立的各种模型只能定性地说明各种影响因素对点火性能的影响趋势。研制经验表明, 一种新型点火装置的设计,

往往要通过发动机点火试验才能确定, 在许多情况下可能要经过若干次反复, 这样存在着研制费用大、研制周期长的问题。

小型固体火箭发动机具有直径小、初始点火空间小等特点, 这为点火器单项点火试验提供了便利条件, 可使设计人员根据点火器单项点火试验结果进行分析, 对点火装置初始设计进行调整, 确保产品参加发动机点火试验一次成功, 达到节约研制经费、缩短

收稿日期: 2006-05-17

作者简介: 张秋芳(1969-), 男, 在读博士研究生, 高级工程师, 主要从事固体火箭发动机安全点火装置研究。

研制周期的目的。

本文结合工程实际,以小型固体火箭发动机尾部点火研制为基础,介绍了如何通过单项点火试验,对点火器初始设计药量、点火方式、堵片打开压强等主要设计参数进行试验验证和参数调整,设计出满足发动机总体要求的点火装置。

1 单项点火试验的主要内容和方法

固体火箭发动机点火装置单项点火试验,通常有两种试验方法。

一是进行点火装置的单项点火试验,它不涉及发动机主装药的点燃。目的在于获得点火装置自身的特性参数,如点火延迟、最大点火压强、点火过程的压强—时间、温度—时间曲线、点火装置试验后的结构完整性、点火性能受环境条件的影响程度等等,并判断试验结果与初始设计的相符程度,找出初始设计中存在的问题和后续更改措施。在单项点火试验装置的设计方面,一般要求点火初始容积与实际发动机相符,在靠近点火装置的局部区域还应该模拟实际发动机的装药结构,使点火器燃烧产物的流动边界条件尽量与实际情况趋于一致。

二是进行包括发动机主装药在内的单项点火试验。通常在模拟药柱表面涂上一层几毫米厚的推进剂进行点火试验,对点火瞬态的压强—时间曲线进行测试。虽然它能够较为真实地模拟发动机点火过程,但由于试验装置体积大、试验过程复杂、试验容器不能重复使用,限制了该方法的应用,主要用于验证点火装置与装药设计等是否存在严重的匹配性问题。

2 单项点火试验在点火设计中的应用

2.1 试验容器设计

出于篇幅所限,仅介绍第一类型的单项点火试验,即不包含推进剂装药燃烧过程。

一种典型的小型固体火箭发动机,采用自由装填式装药,装药尾段为端面 and 侧面燃烧,点火方式为尾部点火。

根据发动机的结构特点,设计了图1所示的单项点火试验装置。

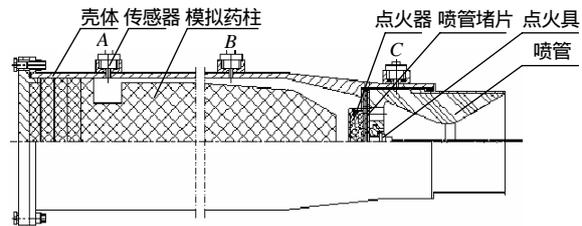


图1 单项点火试验装置

Fig.1 Sketch of instrument of single ignition test

模拟药柱由酚醛模压布棒制成,在前端又分成若干圆块,可以通过圆块数量的增减来改变点火初始容积,测试初始容积变化对点火器性能的影响。

试验装置的尾段,包括模拟药柱的形状、尾部空间与实际发动机一致。

小型固体火箭发动机点火设计中,点火压强经常作为一个最重要的点火强度指标。为此,分别在图1中A、B、C共3处安装了压力传感器,用以测试不同部位的压强—时间曲线。

2.2 在点火设计中的作用

2.2.1 验证设计点火药药量是否合适

点火药药量作为影响点火性能的重要因素,目前主要借用头部点火设计经验公式进行药量估算。经验表明预估值和实际值出入较大,因此需要通过试验才能初步选定。

某小型固体火箭发动机(简称A型发动机)采用尾部点火设计,尾部结构简图与图1类似。

点火药为黑火药,根据点火药药量经验公式^[6],点火药药量的估算值为4.0g,点火峰值压强按4.0MPa考虑。

模拟尾部点火空间设计了点火试验装置,测出的点火器峰值压强为3.5~4.2MPa,与设计值比较吻合,且喷管打开效果比较理想。该状态产品经过了发动机点火试验考核。

2.2.2 确定边界条件对点火性能的影响规律

A型固体火箭发动机首次点火试验出现点火爆炸故障,曾认为由于点火药药量过大造成。后经单项点火试验验证,点火器工作压强远低于发动机工作压强,说明故障与点火器药量大小无直接关系,为从燃

烧室装药、喷管堵片设计方面查找原因提供了试验依据。

借助于单项点火试验,对点火药药量、喷管堵片打开压强等因素变化对点火性能的影响进行试验验证,得出:对于尾部点火而言,喷管堵片打开压强大小对点火性能有着显著影响,提高喷管堵片打开压强比增加点火药药量更能有效解决点火延迟问题^[7]。喷管堵片、点火药量状态变化情况见表1。

表1 点火器及喷管堵片状态变化情况

序号	点火器壳体	点火药药量/g	喷管堵片	点火器峰值压强/时间/(MPa/ms)
1	涤纶镀铝薄膜	4	铝箔(2层, $\delta 0.1$ mm、 $\delta 0.3$ mm)	3.17/14.6
2	聚酯薄膜	3	聚酯薄膜(1层, $\delta 0.07$ mm)	0.80/16.1
3	聚酯薄膜	4	铝箔(1层, $\delta 0.1$ mm)	1.32/18.5
4	聚酯薄膜	4	铝箔(2层, $\delta 0.07$ mm、 $\delta 0.3$ mm)	4.32/8.5

2.3 为采用新材料提供试验依据

尾部点火设计中,广泛采用赛璐珞作为点火器壳体。赛璐珞抗老化性能、防潮能力弱,为避免点火药(如黑火药等)受潮、变质,对发动机密封性能提出了较高的要求。

为满足发动机使用条件,A型发动机点火设计尝试选用一种新型的,抗老化、防潮能力强的材料——聚酯薄膜作为点火器壳体;通过单项点火试验,对该材料在高、低温、浸水和力学环境试验后的燃烧性能、防潮性能进行了充分考核,验证了聚酯薄膜材料满足点火性能要求,并已成功用于发动机点火试验,使点火器壳体材料在发动机点火设计领域又增加了一个新的品种。

2.4 为确定点火方式提供依据

固体火箭发动机点火研制经验表明,点火器安装位置、点火方式均对点火性能产生影响,在特定的条件下还起着重要作用。

某小型固体火箭发动机(简称B型发动机)方案设计时,考虑了两种点火方式:一是将电点火头埋入点火药包,电点火头发火后直接点燃黑火药,可缩短点火延迟时间;二是采用电发火管先将点火药盒点燃,

继而点燃黑火药,点火器、电发火元件的安装、检测工作相互独立,维修性好。

两种点火方式的试验结果见表2,为设计改进提供了试验依据。

表2 不同点火方式的单项点火试验结果

序号	点火方式	点火药药量/g	峰值压强/时间/(MPa/ms)
1	电发火管	10	1.17/32
2	电点火头	10	1.89/19
3	电发火管	14	1.40/27
4	电点火头	14	2.05/19

测得点火器典型的 $P-t$ 曲线见图2。

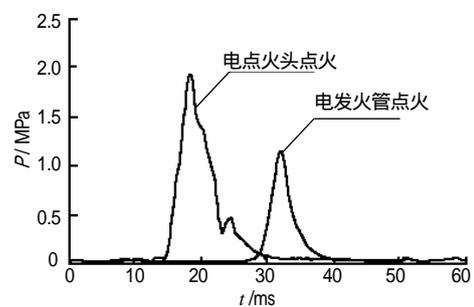


图2 不同点火方式下的压强—时间曲线

Fig.2 $P-t$ curves of different ignition manner

结果表明,在点火药量、初始点火容积、喷管堵片等状态一致的情况下,不同的点火方式导致了比较大的点火差异。

采用电点火头方案可缩短点火延迟时间,这与预想结果一致;但二者峰值压强却相差较大,经分析是两种点火方式导致喷管堵片打开过程不同所造成的^[7]。从另一方面考虑,如果要缩短采用电发火管点火延迟时间,应进一步提高电发火管的点火能力,包括低温条件下的点火能力。

从试验残骸看,采用电点火头方案,喷管堵片打开后形成的破片较大。为避免喷管堵塞或对喷管喉衬造成损伤,优选电发火管点火方案进行发动机试验,并取得成功。

2.5 为发动机喷管设计提供设计参考

喷管堵片打开压强作为喷管设计的一项重要参数,对尾部点火性能的影响起着重要作用。传统的设计为:先进行设计计算,再通过冷态试验(水压或气压)验证设计的正确性。

由于试验设备的限制,冷态试验中的加载速率缓慢(每秒几个兆帕),与点火瞬态的增压速率(每秒数百至上千兆帕)相比存在明显的不同,不同的加载速率必定造成试验结果的差异,而点火器单项点火试验则为喷管堵片打开试验提供了快速、真实的加载条件。

某小型固体火箭发动机喷管堵片设计打开压强为 1.5MPa,水压试验结果为 1.8~2.1MPa,二者相差不多。但在单项点火试验中,其打开压强约为 4.0MPa,与通常的冷态试验相差较大。

在点火药药量估算中,点火压强是按照 4.0MPa 给定的,因此从点火设计角度考虑,认为喷管堵片的设计状态是合适的。

2.6 验证点火序列设计是否存在薄弱环节

在本文所提及的 A、B 型发动机低温点火试验中,均出现过点火失效故障。

在 A 型发动机点火器单项点火试验过程中,延时点火具工作后,点火药盒被吹出,未被点燃。后来将点火药盒固定,延长延时点火具输出能量对点火器的加热时间,低温点火失效问题得到解决。将这一措施落实到产品安装过程,避免了发动机点火试验出现类似故障。

在 B 型发动机低温点火试验过程中,电发火管工作后,点火药盒未被点燃。由于点火药盒被固定,因此出现的问题与前一种故障机理不同。经分析认为,是由于电发火管输出装药低温点火能力较弱所致。后将输出端装药更改,低温点火失效问题得到解决。

由于该设计状态产品参加发动机低温点火试验前,未进行点火器低温条件下的单项点火试验,使得薄弱环节没有得到及时暴露,才导致低温点火失效出现在发动机点火试验中。

2.7 为点火瞬态数值模拟提供原始参数

在点火瞬态数值模拟计算中,点火器质量流率、压强/温度——时间曲线等性能参数,作为常用的输入条件需预先给出。由于单项点火试验工作量小、试验方便,因此可通过试验获得较为真实的初始边界条件。

除了上述应用外,单项点火试验还可以用于验证产品的生产、装配等过程是否存在隐患等方面。

3 单项点火试验与发动机点火试验结果的比较

图 3 为 B 型固体火箭发动机点火装置单项点火试验和发动机点火试验的压强——时间曲线(点火药药量均为 14g)。

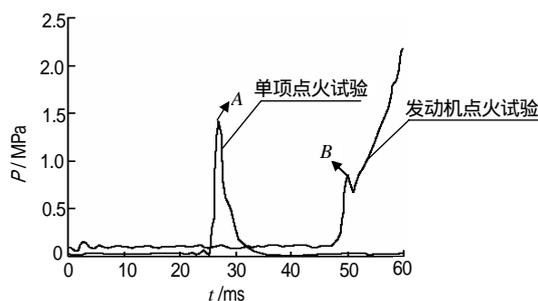


图 3 单项点火试验和发动机点火压强——时间试验曲线
Fig.3 $P-t$ curves of single ignition test and motor ignition test

A、B 两点分别对应于单项点火试验、发动机点火试验中喷管堵片打开压强、打开时间,即: 1.40MPa/27.0ms、0.85MPa/50ms。

出现这种差别的原因在于:发动机试车中,推进剂长度比设计值短 20mm,因此发动机尾部点火空间较单项点火试验容积增大,造成发动机点火试验中堵片的打开压强比单项点火试验低,而对应的时间也比单项点火试验滞后,这与实际情况相符。

试验结果也说明,在 B 型发动机设计中,喷管堵片打开压强较低。根据 A 型发动机研制经验,如出现发动机点火延迟问题,可通过提高喷管堵片打开压强解决。鉴于 B 型发动机点火延迟时间满足总体要求,且无明显的点火压强峰,因此当前状态的点火器、喷管堵片设计是合理的。

点火装置单项点火试验与发动机点火试验结果的比较,说明了点火装置单项点火试验结果从很大程度上能够反映点火装置在实际发动机中的工作过程,以及对点火性能产生的影响,验证了单项点火试验在小型固体火箭发动机点火设计中的必要性、可行性,设计人员可根据单项点火试验结果对发动机点火性能做出预先判断。

(上接第 8 页)

(下转第 13 页)

4 结论

(1) 根据单点火试验结果,对影响尾部点火性能的因素进行了试验分析,经过初始设计参数、点火方式等的选择或调整,设计出了满足发动机性能要求的点火装置。

(2) 本文只是结合工程实际,重点介绍了单点火试验在小型固体火箭发动机尾部点火设计中的应用情况,不免带有一定的局限性,但其设计思路可为其它类型的小型固体火箭发动机点火设计所借鉴。

参考文献:

- [1] A.K.KM.ulkarni,M.Kumar,K.K.Kuo.Review of solid propellant ignition studies[R].AIAA 1980-1 210.
- [2] M.A.Eagar. Ignition transient model for large aspect ratio solid motors[R]. AIAA 1996-3 273.
- [3] J.C.T.Wang.Modern SRM ignition transient modeling (part 5): prospective developments in CFD simulation[R]. AIAA 2001-3 447.
- [4] J.W.Weber, K.C.Tang, etc. Ignition of composite solid propellants: model development, experiments, and validation[R]. AIAA 2003-4 629.
- [5] J.C.T. Wang, E.M.Landsbaum, etc. Recent progress in SRM ignition transient modeling[R].AIAA 2003-5 115.
- [6] J.C.Wang. Experimental study of some problems of small solid propellant rockets[R]. AIAA 1977- 0 902.
- [7] ZHANG Qiufang, WANG Ningfei, TIAN Weiping. Experimental research of tail-ignition in solid rocket motor[C]. Theory and Practice of Energetic Materials, 2005: 698 ~ 703.