文章编号:1006-9941(2017)09-0722-04

一种新型大弧厚六翼星孔棒状发射药的燃烧特性

贾永杰,杨建兴,石先锐,崔鹏腾 (西安近代化学研究所,陕西西安710065)

terials.org.cn 北谷比() 摘 要:设计并制备了一种新型大弧厚六翼星孔棒状发射药,利用密闭爆发器研究了不同长径比(L/D=1,2,6)、不同端面封堵层 厚度/发射药弧厚比(s/e,=0,0.05,0.1)的星孔棒状发射药燃烧特性,并结合果大口径火炮进行了试验验证。结果表明,星孔棒状 发射药燃烧稳定,呈平行层燃烧。长径比 L/D 由1 增加至6 时,燃烧新增性因子 P,由 0.285 增加至 0.447,增加了 56.8%,而且最 大压力点滞后。端面封堵发射药的 L-B 曲线显示了明显的降低起始燃烧活性和燃烧破孔特征。s/e,由 0 增加至 0.05、0.1 时,星 孔棒状发射药的起始气体生成量降低了约1/2,破孔时间介于燃烧10%~20%(已燃份数)发射药所需燃烧时间之间。选择合适 封堵层厚度,可实现发射药燃气生成规律的可控调节。s/e,由0增加至0.05、0.1时,最大膛压 p,分别下降1.3%和3.5%,而离 炮口 32.5 m 处的弹丸初速分别提高 0.28% 和 1.4%。

关键词:星孔棒状发射药;长径比;端面封堵;燃烧特性;内弹道性能

中图分类号: TJ55; O64

文献标志码:A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.09.004

1 引 言

棒状发射药装填密度高,内弹道性能平稳,且 发射药轴向排列能产生点火所需要的良好气流通 道,减小了局部压力波,在中大口径火炮发射装药 领域有着良好的应用前景[1-3]。20世纪60年代, 美国 XM578152 mm 火炮以及 70 年代中期 XM208 远程 155 mm 火炮均采用了棒状发射药作为发射装 药^[2,4]。在坦克炮穿甲弹方面,美国目前最先进的 120 mm口径 M829A3 贫铀弹采用了 8.1 kg RPD-380 长棒状发射药^[4]。棒状发射药的研究涉及单孔棒状 药、单孔开槽棒状药、PSS 棒状药以及分段部分切口多 孔棒状药,其燃烧渐增性和内弹道性能逐步提高,PSS 棒状药和环切棒状药药型复杂,目前该方面的研究报 道较多[4-10],但制备工艺较为复杂。单孔棒状发射药 药型简单,是目前国内唯一成功通过无溶剂工艺制备 的发射药药型,研究表明,非开槽单孔棒状药中可能存 在的侵蚀燃烧效应能严重影响其大口径火炮中的内弹 道性能[11-13]。

基于提高单孔棒状药装填密度、燃烧渐增性等方 面的考虑,本研究设计了一种新型大弧厚六翼星孔棒

收稿日期: 2017-01-16; 修回日期: 2017-03-07

作者简介: 贾永杰(1971-),男,研究员,主要从事发射药配方设计技术 研究。e-mail: 15353495260@163.com

状发射药,针对非开槽单孔棒状药中可能存在的侵蚀 燃烧效应,重点讨论了不同长径比星孔棒状发射药燃 烧特征,并通过改变发射药长径比以及对发射药端面 进行封堵处理,并对处理后的发射药结合高膛压大口 径火炮进行了装药验证,分析了其内弹道性能,以期为 星孔棒状发射药的应用提供参考。

2 实验部分

2.1 星孔棒状发射装药设计及制备

○·星孔棒状发射药外形结构如图 1a 所示, L 为发射 药长度。图 1b 为发射药端面结构,该结构的特性参 数为六翼,h为翼高,D为外径,d为孔径, $2e_1$ 为弧厚, 具体尺寸如图 1b 所示。

采用了一种高能三基发射药(配方代号 AH-1), 通过无溶剂压伸成型工艺以及专用切药机制备了长径 比 L/D=1、L/D=2、L/D=6 和 L/D=14 的星孔棒状 发射药样品。AH-1 的配方组成(质量分数)为: 硝化 棉(NC)42/硝化甘油(NG)28/黑索今(RDX)25/邻 苯二甲酸二丁酯(DOP)3.5/二号中定剂(C,)1.5。 以丙酮为溶剂,采用不同厚度的硝基软片对 L/D=6、 14 的发射药端面进行封堵处理,得到封堵片厚度与发 射药弧厚比 s/e,分别为 0.05、0.1 的发射药样品。

2.2 静态燃烧性能测试及数据处理

利用100 mL常规密闭爆发器进行了L/D=1、



a. shape of the star-hole gun propellant



$\boldsymbol{b.} \ endstructure}$



Fig. 1 Schematic diagrams of the shape and endstructure for the star-hole stick gun propellant

L/D=2的星孔棒状发射药及不同端面封堵的星孔棒状发 射药静态燃烧实验。由于长度较长,L/D=6的发射药样 品采用 700 mL 密闭爆发器进行实验,L/D=14 的发射药 样品未进行密闭爆发器实验。实验条件均为:装填密度 0.2 g·cm⁻³、实验温度 20 ℃、点火压力 10 MPa。

通过对星孔棒状发射药进行密闭爆发器实验,得到 p-t曲线,对 p-t曲线进行后处理得到 L-B曲线。

2.3 内弹道性能测试

选用某大口径火炮对 *s*/*e*₁分别为 0、0.05、0.1 的 端面封堵星孔棒状发射药进行内弹道性能实验,发射 药长径比为 14。初速测试方法按 GJB349.4-1987 进 行; 膛压测试方法按 GJB349.5-1987 进行。

3 结果与讨论

3.1 不同长径比星孔棒状发射药燃烧性能

通过长径比为 L/D=1、L/D=2 和 L/D=6 的星孔 棒状发射药的密闭爆发器实验,获得了发射药的燃烧 规律,结果如图 2 所示。由图 2a 可见,随着长径比增 大,发射药起始燃面降低,发射药燃烧时间明显延长; L/D=1、L/D=2 发射药最大压力基本相同,而 L/D=6 发射药最大压力偏小,这可能是长径比增大后燃烧时 间延长使热损失增大。由图 2b 可见,六翼星孔棒状 发射药呈平行层燃烧,燃烧稳定,没有出现侵蚀燃烧。 依据参考文献[10],计算发射药样品的燃烧渐增性因 子 P_r,结果分别为 0.285、0.37 和 0.447。根据计算结 果可见,与 L/D=1 相比,L/D=6 时,P_r增加了 56.8%。 L/D=1 时,发射药燃烧活度缓慢下降;L/D=2 时,发射 药起始燃烧活度下降,随着 B 值增大,燃烧活度略微下 降;L/D=6 时,在燃烧过程中,发射药燃烧活度基本不 变,直至接近燃完时快速下降。长径比增大,初始燃面 和初始燃烧活度降低,端面对发射药燃烧减面性的影响 减小,发射药起始燃气生成猛度降低,最大压力点滞后。 另外,从图 2b 中可以看出,随着长径比增大,发射药燃 烧分裂点逐渐后移,分裂后未燃尽比例减小。



图 2 三种不同长径比发射药样品的 *p-t* 曲线及 *L-B* 曲线 **Fig. 2** The *p-t* curves and *L-B* curves of three gun propellant samples with different *L/D* ratios

表1 三种不同长径比发射药样品的 L-B 曲线特征点

Table 1 Characteristic points of the *L-B* curves of three gunpropellant samples with different L/D ratios

L/D	B _s	$L_{\rm s}$ /MPa ⁻¹ · s ⁻¹	$L_{0.1}$ /MPa ⁻¹ • s ⁻¹	$L_{0.3}$ /MPa ⁻¹ · s ⁻¹	P _r
1	0.886	0.295	0.465	0.453	0.285
2	0.89	0.333	0.383	0.418	0.37
6	0.923	0.383	0.407	0.421	0.447

Note: L/D is the ratio of length to diameter, B_s is the splitting point of combustion, L_s is the dynamic vivacity at B_s , $L_{0.1}$ is the dynamic vivacity when *B* is 0.1, $L_{0.3}$ is the dynamic vivacity when *B* is 0.3, P_r is the combustion progressing factor.

3.2 端面封堵星孔棒状发射药燃烧性能

图 3 是长径比 L/D=6, s/e_1 分别为 0、0.05、0.1 三种不同端面封堵厚度的星孔棒状发射药的定容燃烧 压力-时间曲线。从图 3 可看出,封堵片厚度越厚,即 s/e_1 越大,定容燃烧时间曲线上升越缓慢,燃烧的时间 越长。表 2 是三种不同端面封堵厚度的星孔棒状发射 药的燃烧特征点,其中 t_{s0} 为压力达到 50 MPa 时的燃 烧时间,由表 3 看出,随着封堵片厚度的增加,最大压 力基本维持不变,由 50 MPa 到最大压力的燃烧时间 (t_{κ} - t_{s0})也变化不大,而达到 50 MPa 压力的时间变化 明显。这说明,端面封堵只影响星孔棒状发射药的燃 烧及能量释放过程,并不影响其总能量,封堵片对星孔 棒状发射药燃烧规律的影响,主要集中在封堵片燃烧 完以前,也就是破孔以前,封堵层越厚,燃烧时破孔越 晚,低压下燃烧时间明显越长。



图 3 三种不同端面封堵厚度/发射药弧厚(*s*/*e*₁)比的发射药 样品的 *p*-*t* 曲线

Fig. 3 The *p*-*t* curves of three gun propellant samples with different s/e_1 ratios

表 2 三种不同端面封堵厚度的发射药样品的 *p-t* 曲线燃烧特征点 **Table 2** Combustion characteristic points of the *p-t* curves of three gun propellant samples with different *s/e*₁ ratios

s/e ₁	t ₅₀ / ms	t _K /ms	t _K -t ₅₀ /ms	p _m /MPa
0	18.6	37.1	18.5	290.0
0.05	35.0	54.3	19.3	290.1
0.1	40.2	59.0	18.8	292.1

Note: s/e_1 is the ratio of sealing layer thickness to web size, t_{50} is the combustion time when p is 50 MPa, t_k is the combustion time at the maximum pressure, p_m is the maximum bore pressure.



*L-B*曲线反映了气体生成量与火药已燃百分数的关系。图4为不同端面封堵厚度样品的*L-B*曲线,由图4可见,经端面封堵后,*L-B*曲线显示了明显的降低起始燃烧活性和燃烧破孔特征,且破孔后体现出与基体发射药相似的燃烧特征。*s/e*₁分别为0.05、0.1时,星孔棒状

发射药的起始气体生成量降低了约 1/2; s/e₁分别为 0.05、0.1 时,破孔时间约为火药已燃份数的 10% ~ 20%,且随着 s/e₁的增加,破孔时间略微延后;由于 s/e₁分别为0.05、0.1 时,封堵层厚度相对燃烧层厚度 仍较小,且破孔条件复杂,在破孔时间上体现不出明显 区别,可以通过增加封堵层厚度进一步改善和控制燃烧 规律。在 L-B 曲线上,还可以看出,星孔棒状发射药的 燃烧分裂大约发生在已燃份数达到 90%以上时,其分 裂后的减面燃烧性能对整体燃烧影响较小。从上面的 分析可知,封堵层的厚度对星孔棒状发射药的燃烧性 能有着重要影响,随着封堵层厚度的增加,燃烧的渐增 性越强。所以,选择合适的封堵层厚度,就能得到所需 要的破孔规律和气体生成规律,实现最佳的弹道效果。



图4 三种不同端面封堵厚度/发射药弧厚比的星孔棒状发射 药样品的 L-B 曲线

Fig. 4 The *L-B* curves of three star-hole stick gun propellant samples with different s/e_1 ratios

3.3 装药内弹道性能

表3 是大弧厚六翼星孔棒状发射药结合某大口径 火炮进行的内弹道性能实验结果,ω为装药量,q为弹 重,p_m为铜柱测得的最大膛压,v_{32.5}为离炮口 32.5 m 处测得的弹丸初速。由表3可见,端面封堵可以有效 改善发射药内弹道性能。当 *s*/*e*₁分别为 0.05、0.1 时,随封堵层厚度的增加,最大膛压*p*_m分别下降了 1.3%和3.5%,而初速*v*_{32.5}分别提高了0.28%和

表3 内弹道实验的结果

Table 3 Results of internal ballistic tests

s/e_1	ω /kg	q /kg	₽ _m ∕MPa	$v_{32.5}$ /m • s ⁻¹
0	9.8	50	310.0	769.6
0.05	10	50	306.0	771.8
0.1	10.14	50	299.0	780.3

Note: s/e_1 is the sealing layer thicknesses/gun propellant web size ratio; ω is the charge quantity; q is the weight of projectile; p_m is the maximum bore pressure; $v_{32.5}$ is the initial speed of projectile measured at 32.5 m from gun muzzle.

1.4%。封堵层厚度是调控星孔棒状发射药燃烧过程 的重要参数,它不仅影响发射药燃烧性能,而且还影响 其装药的弹道性能。不同火炮需根据其具体结构及弹 道指标要求,选择星孔装药结构及封堵层厚度。

4 结 论

(1)大弧厚六翼星孔棒状发射药燃烧稳定,呈平 行层燃烧,可通过调整长径比和封堵层厚度来改善星 孔棒状发射药的燃烧规律。

(2)大弧厚六翼星孔棒状发射药的燃烧性能受长径比影响较大,随着长径比的增加,发射药起始燃气生成猛度降低,最大压力点迟后,长径比 L/D 由 1 增加至6时,燃烧渐增性因子 P,由 0.285 增加至0.447,增加56.8%,而且最大压力点滞后。

(3)经端面封堵后,降低了六翼星孔棒状发射药的起始燃烧猛度,并表现出明显的破孔燃烧特征。 *s/e*,分别为0.05、0.1时,星孔棒状发射药的起始气体 生成量降低了约1/2,破孔时间约为火药已燃分数的 10%~20%,端面封堵后可提高装药内弹道性能。

参考文献:

- [1]金长荣,王泽山,等.火炸药理论与实践[M].中国北方化学工业总公司,2001:396-398.
- [2] 王泽山,徐复铭,张豪侠,等.火药装药设计原理[M].北京:兵器工业出版社,1995:122-124.
- [3] 王泽山. 发射药技术的展望[J]. 华北工学院学报(社科版), 2001(增刊): 36-40.
 WANG Ze-shan. Development and prospect of propellant techniques[J]. Jouranl of North China Institute of Technology(Social Sciences), 2007(Suppl.): 36-40.
- $[\,4\,]$ Michael GLeadore. Mechanical properties of aerojet, thiokol, and JA2 high energy gun propellants at 1.5m/s deformation rate[R]

10-14ADA 399116,2002,6.

- [5] 张江波,杨艳,张玉成,等. 某新型发射药在身管附加装药中的应用研究[J]. 含能材料,2010,18(2):192-195.
 ZHANG Jiang-bo, YANG Yan, ZHANG YU-cheng, et al. Aplication of a new gun propellant in barrel additional charge[J]. Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao), 2010, 18(2):192-195.
- [6] 徐汉涛,肖正刚,何卫东、部分切口多孔杆状发射药的燃烧性能
 [J]. 含能材料, 2014, 22(2): 251-255.
 XU Han-tao, XIAO Zheng-gang, HE Wei-dong. Combustion characteristics of partially cut multiperforated stick propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2014, 22(2): 251-255.
- [7] 王锋,李梓超,刘国涛,等.多孔环切杆状发射药的燃烧性能
 [J].火炸药学报,2015,38(2):89-92.
 WANG Feng, LI Zi-chao, LIU Guo-tao, et al. Combustion performances of multi-perforated curve-cut stick gun propellants[J]. Chinese Journal of Explosives and Gun Propellants, 2015, 38(2):89-92.
- [8] Ermolaev B S, Romankov A V, Sulimov A A, et al. Compacted modified propellant blocks as traveling charge in the hybrid shot scheme [J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2014, 6: 881–889.
- [9] 王琼林,刘少武,张远波,等. 程序控制燃烧发射药的概念和原理[J]. 火炸药学报,2009,32(5):71-74.
 WANG Qiong-lin, LIU Shao-wu, ZHANG Yuan-bo. Conception and principle of controlled burning gun propellant[J]. Chinese Journal of Explosives and Gun Propellants, 2009, 32(5):71-74.
- [10] 路建伟, 臧华磊.小口径高炮弹幕反导技术研究[J].火炮发射 与控制学报,2008(3):10-14.
 LU Jian-wei, ZANG Hua-lei. The barrage contra-missiles technological research of the small caliber antiaircraft gun[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2008(3):10-14.
- [11] 金志明. 枪炮内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社. 2007: 24-34.

JIN Zhi-ming. Interior Ballistics of Guns[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2007: 24–34.

- [12] 谢列伯梁柯夫. 内弹道学[M]. 中国人民解放军军事工程学院出版. 1954: 149-162.
- [13] 张柏生. 炮药侵蚀燃烧的理论分析[J]. 华东工学院学报, 1986 (2): 73-87.
 ZHANG Bai-sheng. Theoretical analysis of the gun propellant erosive burning[J]. *Journal of East China Institute of Technology*, 1986(2): 73-87.

Combustion Characteristics of Seraph Star-hole Gun Propellant with Large Web Size

JIA Yong-jie, YANG Jian-xing, SHI Xian-rui, CUI Peng-teng

(Xi'an Modern Chemistry Research Institure, Xi'an 710065, China)

Abstract: A new seraph star-hole stick gun propellant with large web size was designed and prepared. The combustion characteristics of the star-hole stick gun propellants with different ratios of length to diameter (L/D=1, 2, 6) and different sealing layer thick-nesses/gun propellant web size ratios ($s/e_1 = 0, 0.05, 0.1$) were studied by closed bome and combined with a large caliber gun, the experimental verification was performed. Results show that the combustion of the star-hole propellant is stable, revealing a parallel layer combustion. When the L/D increases from 1 to 6, the progressive combustion factor P_r increases by 56.8% from 0.285 to 0.447, and the maximum pressure point delays. The *L-B* curves of end plane plugging propellants display obvious low initial combustion activity and hole breaking combustion. When the s/e_1 increases from 0 to 0.05 and 0.1, the initial gas generation quantity of the star-hole stick gun propellant were reduced by about 1/2, and the hole breaking times were between the burning time needed to burn 10% to 20% (burned fraction) propellants. Selecting appropriate thicknesses of the plugging layers can realize the controllable regulation of the gas generation law of the propellants . When the s/e_1 increases from 0 to 0.05 and 0.1, the maximum bore pressure p_m decreases by 1.39% and 3.59% respectively, however, the initial speed of projectile at 32.5 m from gun muzzle increases by 0.28% and 1.4%, respectively.

Key words: star-hole stick gun propellant; ratio of length to diameter; end plane plugging; combustion characteristics; interior ballistic performance

CLC number: TJ55; O64

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.09.004