

文章编号: 1003-1480 (2009) 05-0001-04

# 一种火箭弹头体分离系统研究

李小笠<sup>1</sup>, 陶江源<sup>1</sup>, 唐平<sup>1</sup>, 吴玉均<sup>2</sup>, 杨晓成<sup>2</sup>

(1. 中国工程物理研究院结构力学研究所, 四川 绵阳, 621900; 2. 西安庆华电器集团有限公司, 陕西 西安, 710025)

**摘 要:** 根据火箭弹对头体分离系统的要求, 结合火箭弹的结构特点, 提出了活塞式燃气分离方案, 设计了分离形式和电缆线断线方法, 并进行了分离系统的性能试验。试验结果表明: 该分离系统工作可靠, 分离形式和电缆线断线的设计合理, 抛射组件未出现明显变形。通过试验, 还获得了相对分离速度和火药药量的关系。该分离系统可用于弹径较小、壳体壁厚较薄, 且相对分离速度要求较高的火箭弹进行头体分离。

**关键词:** 分离装置; 火箭弹; 头体分离; 活塞; 相对分离速度

中图分类号: TJ45+9 文献标识码: A

## Research of A Stage Separation System for Rocket Projectile

LI Xiao-li<sup>1</sup>, TAO Jiang-yuan<sup>1</sup>, TANG Ping<sup>1</sup>, WU Yu-jun<sup>2</sup>, YANG Xiao-cheng<sup>2</sup>

(1. Institute of Structural Mechanics, China Academy of Engineering Physics, Mianyang, 621900;

2. Xi'an Qinghua Electric Appliances Company, Xi'an, 710025)

**Abstract:** Aiming at stage separation requirement of rocket projectile as well as the characteristic of rocket, the piston-type separation device was presented. The separation form and cable-cut technique were researched, and the performance of the piston-type separator was tested. The results showed that the rocket projectile could be separated completely, the separation form and the cable-cut design were effective and the projected component had no evident deformation. The relationship of relative separation velocity and the mass of powder was obtained. The separation system can be used for the separation of rocket projectile with small calibre, thin shell and high relative separation velocity.

**Key words:** Separation device; Rocket projectile; Stage separation; Piston; Relative separation velocity

在武器研制过程中, 常常利用火箭试验技术进行大量的诊断飞行试验, 以确认产品设计的可靠性。火箭飞行试验常通过分离弹头和发动机, 抛射存贮测试装置, 达到回收测试数据的目的。因此, 火箭弹弹头和发动机的可靠分离成为弹体系统的关键技术之一。

本研究的分离系统为某火箭试验弹头体分离而设计。该火箭试验弹弹径小、空间有限, 为保证飞行过程中的连接可靠, 要求分离舱段与弹头和发动机均采用大螺纹连接; 分离系统工作时产生的燃气和冲击

不能影响后续的抛射系统。此外, 弹头分离后即进入不稳定运动状态, 要保证可靠开伞, 需要分离系统在短时间内提供较大的相对分离速度 (30m/s)。因此, 对头体分离系统提出的要求是无污染、低冲击、能可靠分离, 且具有一定分离速度。

## 1 头体分离系统设计

根据火箭弹对分离机构的要求, 结合总体提供给

收稿日期: 2009-07-30

作者简介: 李小笠 (1975-), 女, 高级工程师, 主要从事常规战斗部研究。

分离机构的安装空间,提出了采用活塞式燃气分离机构的分离方案。活塞式燃气分离机构主要是利用火药燃烧产生高温高压燃气推弹头与分离段连接部分,使弹头和发动机实现分离。

### 1.1 分离系统设计及工作原理

分离系统由分离舱壳体、推板和火药作动筒组成,其结构示意图见图1。

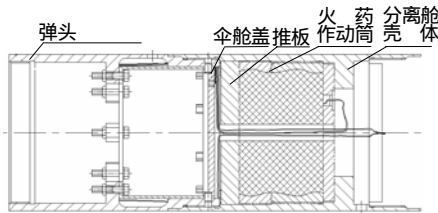


图1 火箭弹头体分离机构示意图

Fig.1 Schematic of separation device for rocket projectile

分离舱是火箭弹中的独立舱段之一。头体分离后,分离舱壳体与推板、火药作动筒等部件随发动机一起抛离。壳体与弹头和发动机均采用螺纹连接。推板与弹头尾部接触,分离时通过该接触面传力。推板的作用有两个:一个是对抛射系统起到一定防护作用,减小作动筒工作时外逸燃气对降落伞的影响;另外一个作用是减轻作动筒活塞对弹头部振动响应的传递。推板中心开有过线孔,便于电缆线通过。推板材料为合金钢。

火药作动筒主要由活塞、剪切销、密封圈、作动筒筒体、火药和钝感电起爆器等组成,如图2所示。

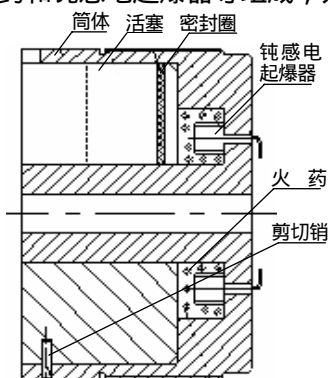


图2 火药作动筒结构示意图

Fig.2 Sketch of piston-type separator

火药作动筒筒体与分离舱壳体通过螺纹连接,材料为合金钢。火药作动筒中心开有过线孔,通过剪切销与筒体连接,工作时被剪断,活塞开始运动。活塞材料选用高强度、高韧性的合金钢1Cr11Ni2W2MoV。活塞采用双层密封措施,即活塞上的环向密封圈和活

塞轴向所涂的硅脂。

由于火药作动筒设计时均选用已经飞行验证的起爆器,以及定型的药剂。因此,在设计时更关心起爆器与所装火药间的匹配,以及火药药量与性能的匹配问题。由于分离装置是做功机构,因此要选用气体生成量大的药剂,本分离系统选用2/1樟火药,为保证双基药的可靠燃烧,加入一定的黑火药作为点火药。钝感电起爆器采用半导体桥电起爆器,它具有起爆能量低、作用时间短、抗静电安全性好等优点。火药作动筒点火装置为冗余设计。

该分离机构的工作原理是:火药燃烧后,活塞与筒体连接的剪切销被剪断,活塞开始运动,部分火药气体外逸。外逸的火药气体使得螺纹退刀槽处壳体膨胀变形(该处的壳体壁厚最薄),进而影响螺纹连接强度。此外,大部分火药气体作用在活塞和推板上,提供分离力。在足够大的推力作用下,再加上壳体膨胀变形对螺纹连接强度的不利影响,使得整个大螺纹连接失效,弹头和发动机分开。

### 1.2 分离形式设计

确定分离形式首先要考虑弹头和分离舱段的连接形式。分离机构位于一段独立的分离舱内,分离舱与弹头采用螺纹连接。一种考虑是依靠分离力直接拉大螺纹,使其在螺纹退刀槽处断开,但该分离形式所需火药量较大,且对弹头产生的冲击非常大。另一种考虑是在分离舱壳体上开预制槽,使此处成为分离断面,但由于舱段壳体壁薄(4mm),预制槽无法保证弹体强度。

依据活塞燃气分离机构的设计原理,通常在活塞开始运动后,会有少量的高温高压燃气外逸。外逸的燃气作用在薄壁的分舱壳体上,壳体应该发生膨胀变形。变形后的壳体在螺纹连接处的强度会下降。根据螺纹各圈受力不均的特点,前面几圈螺纹承受的载荷最多,若在前面几圈螺纹处壳体的连接强度受影响,则整个螺纹连接很容易失效。因此,考虑分离系统的分离形式为螺纹连接处壳体受高温高压燃气作用膨胀变形,导致连接失效。在结构设计上,还可以适当增大除弹头和分离段连接大螺纹外的分离段壳体壁厚,进一步增强螺纹连接处壳体受燃气作用膨胀

变形的效果。

### 1.3 电缆线断线形式设计

从弹头到发动机的电缆线较多,如发动机点火线、分离系统点火线等。这些线都需从分离舱段经过,在弹头和发动机分离时,这些电缆线应能可靠切断,不干扰后续抛射动作。

若不加任何的断线机构,直接靠分离力拖拽电缆线,可能会对电缆线连接的弹载组件造成影响。考虑用火工切割器在分离同时切断电缆线,但由于弹上空间较小,不适宜增加机构,此外,若多采用一种火工品,对同步性要求高,还会增加控制信号,因此采用火工切割器的方式也不可行。

笔者利用线两端固定后受拉比两端不固定的线更容易从中间断开的原理,采用了一种机械的断线方式。在分离系统前后端采用压线板压紧电缆线,而两端压紧后的电缆线在分离力的作用下容易断开,从而减小断线时对弹载组件的影响,如图3所示。

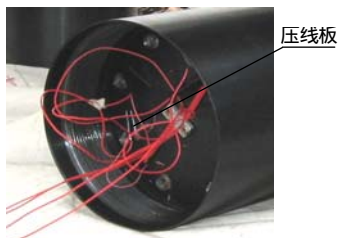


图3 电缆线的压线板  
Fig.3 Wire fastener of cable

## 2 性能试验

对于选定的活塞式燃气分离方案进行了试验研究,主要目的是考核设计的分离系统工作可行性,探索不同火药量与相对分离速度的关系。试验共进行5发,每发试验件对应不同的火药量。伞舱盖作为抛射组件的代表,在其端面上安装了过载传感器,测试分离产生的冲击。试验结果如表1所示。

表1 活塞式燃气分离机构试验结果

Tab.1 Test results of piston-type separation device					
发数	药量 /g	弹头质量 /kg	发动机质量 /kg	相对分离速度 / (m · s <sup>-1</sup> )	伞舱盖处峰值过载 × g
1	15			50	~ 20 000
2	20			58	5 000
3	25	18	21	68	-
4	10			~ 0	-
5	30			76	~ 50 000

高速摄影拍摄的第1发试件分离过程如图4所示。由图4可见,弹头质量模拟件和发动机质量模拟件在火药燃气的作用下迅速分离。整个分离和飞行过程比较平稳。但由于试验件比较重,弹头部和发动机均有不同程度的下落和翻转。

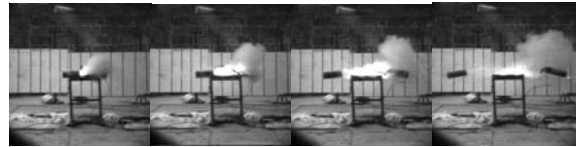


图4 第1发试验件分离过程(15g药量)  
Fig.4 The separation process of the first specimen (with 15g powder)

由表1可见第4发试验件(10g药量)没有动作,观察发现作动筒表面有熏黑的痕迹,这说明电起爆器已经点火。初步认为是由于起爆器附近火药分散,仅有部分火药燃烧从而导致试验件分离失败。

图5为第2发试验件(20g药量)分离后的图片。



(a) 分离后的第2发试验件 (b) 分离舱壳体膨胀变形

图5 分离后的第2发试验件及分离舱壳体图片  
Fig.5 Photos of the second specimen (with 20g powder) and shell of separation module after separation process

从图5可以看出,电缆线正是在伞舱盖处的压线板附近被切断,这说明采用压线板压紧电缆线实现断线的措施是可行的。分离舱壳体在连接螺纹处有膨胀变形,连接螺纹除起始几圈外基本完好,这说明先前对分离形式的预估是正确的。从回收的第5发试验件(30g药量)来看,不仅分离舱壳体在螺纹处出现膨胀,弹头与分离舱壳体连接的螺纹根部也出现严重膨胀变形,如图6所示。这主要是由于火药量大,致使产生的燃气压力高,使得弹头与分离段连接处被墩粗。



图6 分离后的第5发试验件(30g药量)  
Fig.6 The fifth specimen (with 30g powder) after separation process

第3发试验件(25g药量)的传感器导线在装配时损坏,未测到过载值。从表1的过载测试结果来看,分离产生的峰值过载值随火药药量的增加而升高,峰值过载均为上万g,可见分离时产生的冲击很大。

观察伞舱盖和弹头的变形情况,伞舱盖与推板相对面有印痕,且随着火药药量的增加,印痕的深度增大,伞舱盖无明显变形。除30g药量的试验件可观察到弹头连接螺纹处变形外,其余几发试验件的弹头均未出现明显变形。

根据地面试验结果,可以得到弹头质量模拟件与火箭质量模拟件的相对分离速度与火药药量的关系,如图7所示。从图7中可以看出,相对分离速度随着火药药量的增大而增大。

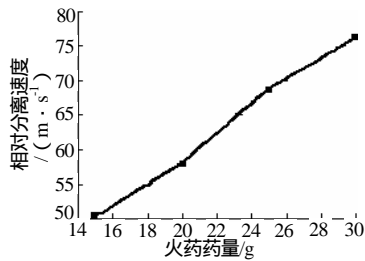


图7 相对分离速度与火药药量的关系

Fig. 7 Relationship of separation velocity with different powder mass

### 3 讨论

该火箭试验弹实施头体分离的难点主要有:(1)有限的安装空间限制了分离系统的外形和体积;(2)相对分离速度要求较高;(3)弹体结构设计(如弹头和分离舱连接形式、弹体壁厚等)对分离形式的选择有一定影响;(4)分离冲击不能干扰抛射系统的工作。针对这些特点,提出了活塞式燃气分离机构,通过对分离形式和断线形式的设计,选择活塞式燃气分离方案。试验结果表明,该分离系统具有一定的工作可行性,可提供较大的相对分离速度。

该分离系统也存在缺点,即产生的分离过载值太大。虽然分离产生的冲击对伞舱盖没有明显影响,但上万g的分离冲击对提供抛射指令的电子设备造成影响的可能性很大(本次试验未考核该电子设备承受冲

击的能力)。因此,对分离系统结构还要进行优化设计,如采用塑性材料或弹性材料来吸收能量,减小分离冲击。

火药量10g时,试验件未产生分离,这主要跟作动筒药室容腔设计和火药分布形式有关。本轮试验的设计药量为10~35g(35g药量未进行试验),因此所有试验件的药室容积均按照能容纳35g药量的容积设计,火药在药室中分散分布。所以当药量较小时,电起爆器附近分布的药量也少,容易出现火药燃烧不连续,直至熄火的现象。在以后的试验设计中,作动筒药室容腔将严格按照所需火药量的体积设计,并将火药包覆后放入药室,以保证起爆器与火药充分接触。

不同药量的试验结果可见,火药药量越大,对应的分离速度越高,产生的分离冲击也越大。因此,在保证可靠分离的同时,尽量选择小的药量,这是降低分离冲击的有效途径之一。

### 4 结论

根据火箭弹总体对头体分离系统的要求,提出了活塞式燃气分离方案,对分离形式和电缆线的断线方式进行了合理设计。通过性能试验,考核了该分离系统工作的可行性,验证了分离形式和电缆线断线设计的合理性。该分离方案具有无燃气污染、相对分离速度大和断线可靠等特点,可用于弹径较小、壳体壁较薄,且相对分离速度要求较高的火箭弹进行头体分离。接下来,将通过对分离系统的结构优化,降低分离冲击对弹载电子设备的影响。

#### 参考文献:

- [1] 高滨.火工驱动分离装置的应用[J]. 航天返回与遥感,2004, 25(1): 55-58.
- [2] 李昼堂. 火药与内弹道[M].北京:国防工业出版社,1998.
- [3] 金志明,袁亚雄,宋明. 现代内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社,1992.