

文章编号: 1003-1480 (2021) 06-0014-04

# 通气孔对管状套装药型内流场的影响研究

陈 静, 张颖茹, 王 锐, 胡 伟, 杨 勇

(陕西应用物理化学研究所, 陕西 西安, 710061)

**摘 要:** 针对某抛罩分离火箭, 为了探究其管状套装药型装药燃烧时, 燃烧室内部流场是否满足产品可靠稳定工作要求, 开展了仿真模拟计算及地面点火试验研究。仿真结果显示: 管状套装药型不同药柱之间的燃通比差异较大, 内流场压强存在不平衡, 造成压强—时间曲线与设计曲线差异较大, 而通过在药柱之间增加通气孔, 能够有效改善该问题, 但随着通气孔总面积的增加初始压强峰值也会随之增大, 且点火试验结果与仿真计算结果相符合。

**关键词:** 分离火箭; 管状套装; 仿真计算; 通气孔

中图分类号: TJ450.2 文献标识码: A DOI: 10.3969/j.issn.1003-1480.2021.06.004

## Study on the Influence of Spiracle on the Flow Field of Tubular Cartridge

CHEN Jing, ZHANG Ying-ru, WANG Rui, HU Wei, YANG Yong

(Shaanxi Applied Physics and Chemistry Research Institute, Xi'an, 710061)

**Abstract:** Aimed at some hood-throwing separated rocket, in order to explore whether the internal flow field of the combustion chamber meets the requirements of reliable and stable operation of the product as the tubular suit-type charge burning, the simulation calculation and ground ignition test research were carried out. The simulation results show that the fire-to-fuel ratio between different grains of the packaged drug type is quite different, and the internal flow field pressure is unbalanced, which result in a large difference between the pressure vs time curve and the design curve. While adding vent holes between the columns can effectively improve the problem, but as the total area of the vent holes increases, the initial pressure peak will also increase, and the static ignition test results are consistent with the simulation calculation results.

**Key words:** Separation rocket; Tubular cartridge; Simulation calculation; Spiracle

目前国内导弹防热罩的分离主要是采用切割器/分离螺栓+分离火箭的方式进行<sup>[1-2]</sup>。为了更好地适应飞行过程中的气动加热, 导弹防热罩通常设计成圆锥形或异型结构, 且防热层厚度随着飞行马赫数及时间的增加而增加。同时, 由于导弹防热罩内部安装有天线或导引头等器件, 留给分离火箭的安装空间往往非常有限。为了克服飞行过程中的气动阻力, 分离火箭必须在短时间内提供较大的轴向推力, 以保证导弹防热罩可靠分离, 因此, 常规分离火箭工作时间均在 300

ms 以内, 具有短时工作特性。针对分离火箭的工作特点, 常规的星型、轮辐型、多根管状装药往往无法满足高装填比的要求。

为充分利用导弹防热罩内的安装空间, 本文采用了一种双基推进剂自由装填形式。目前, 火箭发动机燃烧、内流场仿真计算已经成为设计过程中的常用方式<sup>[3-6]</sup>, 但管状套装药型装药研究还未见有报道, 为满足产品稳定可靠的工作要求, 笔者针对该种药型开展内流场仿真计算及试验研究。

收稿日期: 2021-06-27

作者简介: 陈静 (1990-), 女, 工程师, 从事燃气做功火工装置技术研究。

# 1 设计参数及模型

## 1.1 设计参数

分离火箭设计基本参数见表1,采用3根管状套药柱结构,药型结构如图1所示。

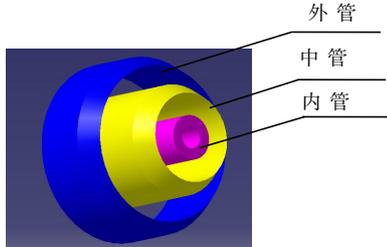


图1 管状套药型  
Fig.1 Tubular cartridge  
表1 分离火箭设计参数

Tab.1 Design parameters of separation rocket

| 装药量/g | 装药燃速 (10MPa) / (mm · s <sup>-1</sup> ) | 工作时间 /ms | 喉径(双喷) /mm | 平均工作压力 /MPa | 压强峰值 /MPa | 点火药  |
|-------|--|----------|------------|-------------|-----------|------|
| 450   | 25                                     | 250      | 11.5       | 12          | 14.7      | HY-4 |

## 1.2 模型及网格划分

针对该药型及喷管结构建立三维模型,由于模型具有对称性,因此取1/4进行计算分析。该药型为减燃面燃烧,但燃面变化率较小,可近似的看成等燃面燃烧。由于装药燃烧初始阶段全燃面燃烧瞬间燃面最大、压强最高,因此针对该阶段开展瞬态数值计算。每根药柱的内外孔燃面为入口边界,入口条件为质量流率,根据燃面公式(1)计算各边界入口质量流量,出口边界为喷管出口,压力出口,背压为  $1.013 \times 10^5 \text{Pa}$  (1atm), 1/4对称轴为对称边界,其余边界默认为壁面边界条件。根据模型建立网格,如图2所示,采用FLUENT求解内流场分布规律。

$$m_p = \rho u A_b \quad (1)$$

式(1)中:  $m_p$  为质量流率;  $u$  为燃速;  $\rho$  为装药密度;  $A_b$  为装药燃面面积。

本文采用有限体积法求解轴对称雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为适合发动机高速气体流场计算的 RNG k-ε 模型,基于压力场耦合求解器求解,由于模型并不复杂,网格数量并不多,故 Courant 数取 80。为计算更好收敛、适当缩小各残差因子,流动采用二阶迎风模式,湍流动能及耗散率取一阶迎风模型。

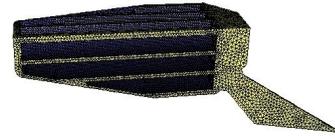


图2 网格划分  
Fig.2 Mesh cartridge

# 2 计算结果及分析

基于上述计算方法及模型,完成了仿真计算。取对称面压力、速度云图,如图3-4所示。

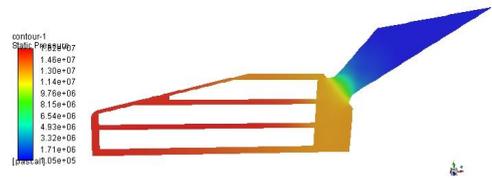


图3 压力云图  
Fig.3 Pressure nephogram

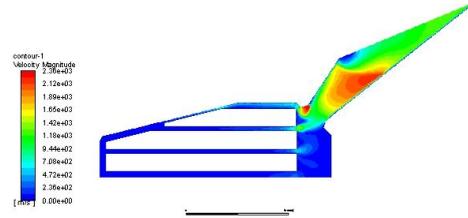


图4 速度云图  
Fig.4 Velocity nephogram

从图3压力云图可以看出,各管状药柱之间气流压力并不相同,药柱前端面压强最高,最高压强达到16.0MPa。这是由于药柱前端面气流并未完全流动起来,药柱燃烧产生的燃气聚集,造成局部压力较大;随着气体向后端流动,靠近喷管处装药燃气通道压强减小。从图4速度云图可以看出,越靠近喷管入口处气流速度越快。同时,由图3可见同一轴向位置3根药柱之间压力也存在差异,其中最外层管装药柱斜锥面处压力差最大,药柱内外孔压差达到2.1MPa。分析原因是由于3根管状药柱之间流动通道的燃通比不同,中间药柱燃面面积较大,燃气流动通道小,造成燃气流动速度与压力的不平衡,甚至在局部产生侵蚀燃烧;并且推进剂燃速增大,产生的气体质量流率增加,更进一步加剧压力的不平衡。从图4速度云图也

可以看出最外层药柱从斜锥面开始气流速度逐渐加快,而同一轴向位置的中间、最内层药柱燃气速度明显较慢,造成了药柱之间气流压力升高,与最外层药柱之间产生压力差。由于双基推进剂高温下力学性能降低,这种压力差会造成装药结构完整性破坏,影响火箭输出性能甚至是结构完整性。

针对上述问题,采取在药柱径向打孔的设计,通过增加通气孔使得药柱内外之间气体流通,使压力进一步平衡。由于最外层药柱分别内外燃通比差异最大,外径燃通比为26、内径燃通比为61,因此在最外层药柱径向增加通气孔。在最外层药柱分别增加8个 $\phi 3\text{mm}$ 、 $\phi 5\text{mm}$ 孔径的通气孔,位置分布如图5所示。

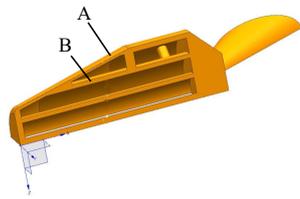


图5 药柱通气孔  
Fig.5 Spiracle in the grain

取图5中A、B两点为特征位置点,因为该两点处药柱为斜锥面,肉厚较薄,装药在压力差的作用下一旦发生结构完整性破坏,则最先在肉厚薄的位置产生,因此A、B两点的压力差可反映通气孔对管状装药内外压力的影响。增加 $\phi 3\text{mm}$ 、 $\phi 5\text{mm}$ 通气孔工况下计算的压力云图如图6所示。特征点A、B处的压力值如表2所示,



图6 增加通气孔的压力云图

Fig.6 Pressure nephogram of grain charge with spiracles  
表2 特征点压力值

| Tab.2 Characteristic point pressure value |                  |                  |        |
|---|------------------|------------------|--------|
| 孔径/mm                                     | $p_A/\text{MPa}$ | $p_B/\text{MPa}$ | 差值/MPa |
| 无   | 13.9             | 16.0             | 2.1    |
| $\phi 3$                                  | 15.6             | 16.9             | 1.3    |
| $\phi 5$                                  | 17.6             | 18.3             | 0.7    |

从图6及表2可以看出:(1)无通气孔时,药柱A、B两点处压力差最大为2.1MPa;(2)增加 $\phi 3\text{mm}$ 通气孔时A、B两点处药柱压力差最大为1.3MPa,最大压强峰值为16.9MPa;(3)增加 $\phi 5\text{mm}$ 通气孔时药

柱压力差最大为0.7MPa,最大压强峰值为18.3MPa;

(4)最大压强峰值升高是由于随着通气孔孔径的增加,药柱燃面也会增大,通气孔面积越大,最大压强峰值越高。因此增大通气孔可以使得药柱燃烧产生的燃气流向最外层药柱外表面,减小了燃通比差异带来的压力差,起到了平衡药柱内外流场的作用;但随着通气孔数量和孔径的增加,最大压强峰值升高,该现象不利于火箭结构完整性,因此必须根据装药结构尺寸选择最优的通气孔数量及孔径。针对本文算例,选择 $\phi 5\text{mm}$ 通气孔可以满足药柱之间压力差不大于0.8MPa(高温条件下推进剂装药抗拉强度)的要求。

### 3 试验及结果分析

#### 3.1 试验方法与仪器

基于仿真设计开展该分离火箭地面静止试验,采用DEWETRON公司DEWE2-A系列数采系统、40MPa压力传感器、10000N轮辐型推力传感器,测试火箭内部工作压强——时间、推力——时间曲线。

#### 3.2 试验结果

试验过程中火箭结构正常,图7为不同工况下分离火箭在高温条件下 $p-t$ 、 $F-t$ 曲线。

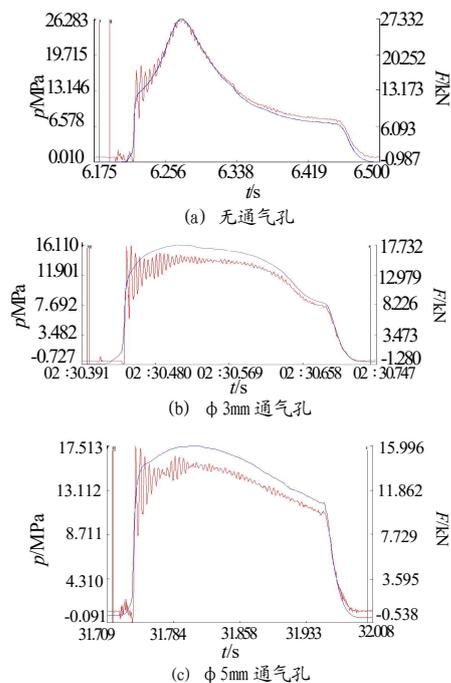


图7 高温条件下 $p-t$ 、 $F-t$ 曲线

Fig.7  $p-t$  and  $F-t$  curves at high temperature

从图7试验结果可知:(1)无通气孔时,燃烧室内压强峰值达到26.2MPa,远远超过了设计计算值16.0MPa,且压强曲线趋势与设计的近似等燃面不同;(2)导致试验曲线与设计曲线不同的原因是管状药柱内外压差2.1MPa,超过了高温条件下推进剂装药抗拉强度(0.8MPa),导致最外层药柱装药结构完整性破坏,装药产生裂纹或碎裂,造成局部燃面增大,燃烧室压强升高。随着碎药燃烧完全,装药燃面减小,压强曲线呈现先增后减的趋势;(3)增加 $\phi 3\text{mm}$ 的通气孔后压强峰值为16.1MPa,压强明显降低,略高于计算值14.7MPa,且压强曲线得到改善,接近理论燃面,管状药柱内外压差1.3MPa,依旧超过了高温条件下推进剂装药抗拉强度(0.8MPa),但装药完整性会好于无通气;(4)增加 $\phi 5\text{mm}$ 的通气孔后压强峰值为17.5MPa,压强曲线与理论燃面变化规律一致,管状药柱内外压差0.7MPa,低于高温条件下推进剂装药抗拉强度(0.8MPa),此时装药结构能保持完整。但随着孔径增大,初始燃面增大,燃面变化率增大,压强峰值升高,压强曲线变化率增大。

## 4 结论

(1)分离火箭采用的管状套装药柱燃烧时由于药柱内外燃通比不同,药柱内外孔会出现压力差,若压力差超过装药抗拉强度,会造成装药结构完整性破

坏,燃面增大燃烧室压强升高,不利于壳体结构完整性。

(2)在装药径向增加通气孔有利于药柱内外孔之间燃气流动,减少内外压力差,且随着通气孔面积增大,内外压差减小,一般应设置通气孔位置于装药内外燃通比差异较大的位置。

(3)随着通气孔面积增大,装药初始燃面也会增大,燃烧室压强升高,同样不利于壳体结构完整性。因此必须根据装药尺寸规格合理选择通气孔孔径及分布。

### 参考文献:

- [1] 范庆志,孙秦.飞行器头罩分离技术及设计方案分析研究[J].机械设计与制造,2008(9): 8-10.
- [2] 张科,陈之光,赵玉印.国外高速导弹的头罩防护技术[J].红外与激光工程,2013(1): 154-158.
- [3] 陈阳春,王爱华,汤建华.某发动机喷管周围流场研究[J].火箭推进,2013(5):46-49.
- [4] 陈俊屹.某型改性双基装药固体火箭发动机燃烧不稳定性数值模拟研究[D].北京:清华大学,2017.
- [5] 宋大明,周长省.固体火箭发动机瞬态内流场数值仿真[J].弹箭与制导学报,2010(6):34-38.
- [6] 刘平安,常浩,李树声,等.含铝复合推进剂分布燃烧数值模拟[J].固体火箭技术,2018(2):22-26.