

# 某固体火箭发动机药柱温度场有限元分析

李 媛,孙展鹏,周艳青,孙 迪,黄薇薇  
(西安航天动力技术研究所,陕西 西安 710025)

**摘 要:**为探索环境温度变化条件下固体火箭发动机药柱温度场的一种简单而有效的技术途径,利用有限元传热分析法,对某固体火箭发动机在温度循环条件下的燃烧室药柱温度场进行了研究。针对不同的药柱结构分别建立了二维和三维传热模型,通过对比计算值与试验测试值可知,与三维模型相比,二维传热计算方法可提高药柱温度场的计算效率,且计算结果与试验测试值吻合度较高,可满足试验预测要求。因此在工程分析中,为快速得到有效的分析结果,可采用二维传热模型分析发动机药柱温度场,其中二维无翼槽模型适于模拟药柱远离翼槽部位的温度场,二维有翼槽模型适于模拟药柱翼槽部位的温度场。

**关键词:**固体火箭发动机;药柱;温度场;传热;有限元分析

**中图分类号:**V435.14 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)02-0032-04

## Finite element analysis of grain temperature field for a solid rocket motor

LI Yuan, SUN Zhanpeng, ZHOU Yanqing, SUN Di, HUANG Weiwei  
(Xi'an Institute of Aerospace Power Technology, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** In order to explore a simple and effective technical approach to the temperature field of solid rocket motor grain under variable ambient temperature, the grain temperature field of a solid rocket motor under temperature circulating test was studied by means of finite element heat transfer analysis. Two-dimension and three-dimension heat transfer models were established for different grain structures. By comparing the calculated results with the test results, the two-dimensional heat transfer method can improve the calculation efficiency of the grain temperature field, and the calculation results are in good agreement with the test results, which can meet the test prediction requirements. Therefore, in the engineering analysis, in order to obtain the effective analysis results quickly, the two-dimensional heat transfer model can be used to analyze the grain temperature field of solid rocket motor. The two-dimensional non-fin grain model is suitable for simulating the temperature field of the grain far away from the fin, and the two-dimensional fin-having grain model is suitable for simulating the temperature field near the grain fin.

**Keywords:** solid rocket motor; grain; temperature field; heat transfer; finite element analysis

## 0 引言

在固体火箭发动机的研制试验和使用过程中,发动机燃烧室药柱温度场的变化和热量的传递是不可避免的。例如研制时,发动机通常要经历温度循环以及高低温贮存试验考核;另外,发动机在野外恶劣环境条件下作业时,内部也存在着温度场的变化。因此,发动机药柱是否能够承受极限温度载荷作用,以及在温度载荷作用下发动机能否正常工作都是设计师关心的问题,所以有必要对发动机药柱内部温度场的变化进行分析和研究<sup>[1-2]</sup>。

通常固体火箭发动机药柱温度场的测试需要消耗大量的时间、人力和物力,现今有限元数值模拟计算方法已广泛应用于工程技术领域,用有限元法对药柱温度场进行模拟计算是一种简单而有效的技术途径<sup>[3-5]</sup>。

本文利用有限元传热分析法,对某固体火箭发动机燃烧室药柱温度场进行模拟并与试验结果对比分析。

## 1 发动机药柱温度场分析

采用有限元方法,对某固体火箭发动机温度循环试验过程中燃烧室药柱温度场的变化进行模拟计算、分析,并与试验结果作对比<sup>[6-8]</sup>。

### 1.1 温度循环试验

温度循环试验中发动机燃烧室前后密封,卧式放置,温度测点如图1所示,T1位于药柱头部内孔处;T2、T3分别位于药柱翼槽斜坡面以及翼槽底部;T4位于壳体外壁中部。温度循环历程如图2所示。由于热辐射对发动机药柱温度场的影响较小,因此本文主要考虑了导热和对流这两种热传导方式。

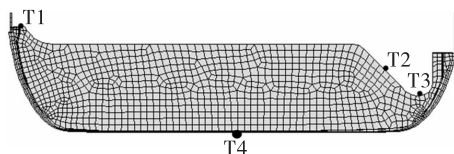


图1 温度测点分布图

Fig. 1 Distribution of measured temperature nodes

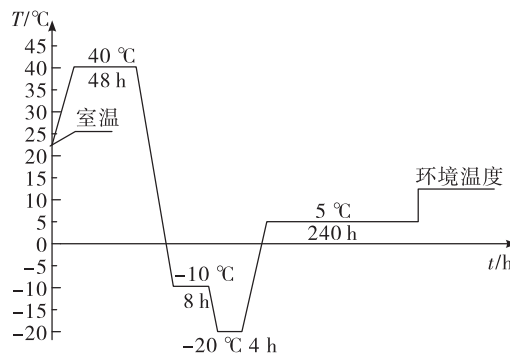


图2 温度循环历程示意图

Fig. 2 Temperature circulating period

### 1.2 网格模型

为寻求简单而有效的温度场计算模式和方法,本文分别建立了二维和三维传热模型<sup>[9-11]</sup>。

发动机为复合材料壳体,燃烧室药柱长度为2 463 mm,肉厚为508 mm,前后开口半径之比 $r_1/r_2=0.34$ 。对发动机绝热层、人工脱粘层以及衬层等部组件分别建模,二维模型采用平面4节点单元划分网格,三维模型采用六面体8节点单元划分网格。由于药柱有后翼结构,因此二维传热模型在模拟有翼槽和无翼槽部位的温度场时,需要分别建立两种模型。建立三维模型时考虑到燃烧室为对称结构,同时为降低计算量,只建立1/6三维模型,有限元模型如图3所示。

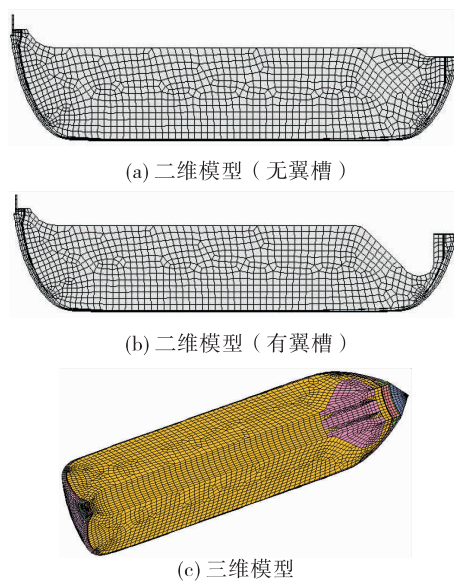


图3 有限元模型

Fig. 3 Finite element model

1.3 材料物性参数

热传导问题的材料参数主要包括结构导热系数、比热、密度以及边界对流换热系数。由于不同介质的表面传热系数不仅取决于物性参数,而且还与换热表面的几何形状、大小和布局等多种复杂因素相关,因此本文通过试验法来确定表面传热系数。

根据壳体表面的实测温度曲线,采取与计算曲线拟合的方法来确定壳体与外界环境之间的表面对流换热系数。

分别取不同的对流换热系数计算壳体壁温,并与实测曲线图 4 对比。当  $h=5.0\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$  时计算曲线最接近实测值,因此,壳体与外界环境之间的对流换热系数取  $5.0\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$  比较符合实际情况。在后续分析中,均取此值进行计算。而对于发动机内腔,由于内腔密封,因此药柱表面与内部空腔之间的换热过程非常缓慢,因此换热系数较小。发动机药柱温度场计算的主要参数如表 1 所示。

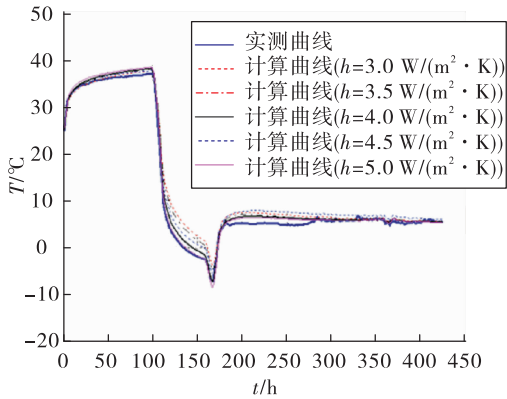


图 4 壳体对流换热系数拟合曲线

Fig. 4 Fitting curve of shell's heat transfer coefficient

表 1 材料参数

Tab. 1 Material parameters

项目	导热系数/ ( $\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$ )	比热/ ( $\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$ )	密度/ ( $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ )	边界对流系数/ ( $\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$ )
壳体	0.349	1 810	1.373	5.0
推进剂	0.573	1 340	1.797	0.5

1.4 热边界条件

发动机在温度循环试验过程中,主要存在着如下换热方式:

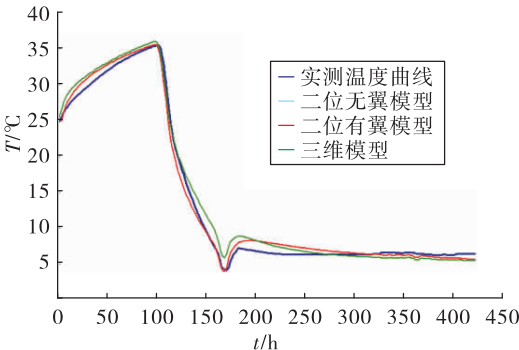
- 1)壳体与外界环境之间的对流换热;
- 2)壳体与发动机药柱以及各部组件之间由外向内的热传导过程;
- 3)发动机药柱内表面与内部空腔之间的对流换热。

1.5 初始条件

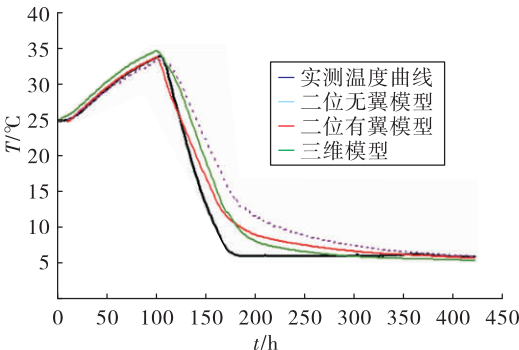
瞬态传热分析时需要定义初始温度场,本算例设定发动机的初温为环境温度  $23^\circ\text{C}$ 。

2 计算结果与试验结果的对比分析

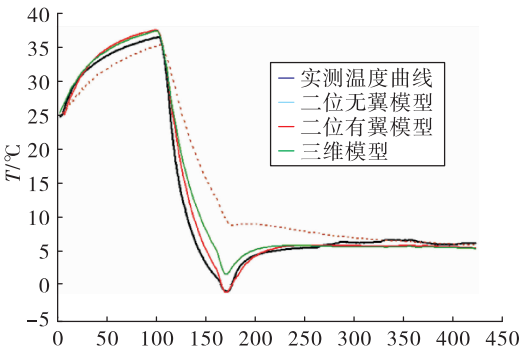
采用有限元分析法计算发动机各测点的温度变化情况,并与实测曲线对比,如图 5 所示。



(a) T1温度曲线



(b) T2温度曲线



(c) T3温度曲线

图 5 测点温度曲线

Fig. 5 Temperature curve of measured node

根据 T1 测点的计算曲线可知,采用二维模型和三维模型的计算结果较为接近,与实测曲线的吻合性也较好,并且二维有翼、无翼模型的计算曲线完全重合,这是由于 T1 测点远离翼槽部位,翼槽对该点的温度影响很小。因此分析认为,三维模型建模复杂,计算量大,计算精度基本等同于简单的二维模型,当计算远离翼槽部位的药柱内孔温度场时可采用二维无翼模型来模拟。

T2, T3 测点的计算结果表明,二维有翼模型的温度曲线响应最快,而无翼模型的温度曲线与实测值偏离较大。因此模拟翼槽部位温度场时可以采用二维有翼槽模型。

综上所述,在模拟计算发动机药柱温度场时,二维模型比三维模型更简单、有效,其计算精度可以满足工程使用要求,同时可以提高计算效率。当计算远离翼槽部位的药柱温度场时,可以采用二维无翼槽模型,计算翼槽部位的药柱温度场时应采用二维有翼槽模型。

### 3 结论

本文采用有限元传热分析法,对某固体火箭发动机在温度循环条件下的燃烧室药柱温度场进行了研究,结果表明:

1)与三维模型相比,二维传热计算方法可提高药柱温度场的计算效率,并且其计算结果与试验测试值较吻合,可满足试验预测要求,同时可大幅降低试验成本,是工程中研究发动机药柱温度场的一种简单而有效的技术途径。

2)二维传热模型物性参数需根据具体材料特性选取;在环境温度变化条件下,药柱换热主要考虑对流和热传导两种方式。

3)工程应用时,二维无翼槽模型适于模拟分析药柱远离翼槽部位的温度场,二维有翼槽模型适于

模拟药柱翼槽部位的温度场。

传热是一种复杂的自然现象,不仅仅是物质之间热量的传递,其过程往往还存在着变形、位移、流场即热-机-流等多场耦合效应。本文只计算分析了单一热场作用下的传热,对于多场耦合现象,还应采取多种有效的方法来模拟这些影响因素,从而分析解决复杂环境中的热传导问题。

#### 参考文献:

- [1] 李葆萱. 固体推进剂性能[M]. 西安:西北工业大学出版社,1990.
- [2] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(上)[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [3] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京:清华大学出版社,2003.
- [4] 周红梅,李季颖,袁嵩,等. 固化降温过程中固体火箭发动机药柱温度场应力场分析[J]. 导弹与航天运载技术,2015(1):104-106.
- [5] 赵峰,常新龙. 某固体推进剂湿热老化模型[J]. 火箭推进,2008,34(1):59-62.  
ZHAO Feng, CHANG Xinlong. Hygrothermal aging life model of a composite solid propellant[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(1): 59-62.
- [6] 李高春,董可海,张勇,等. 环境温度作用下固体火箭发动机药柱的累积损伤规律[J]. 火炸药学报,2010,33(4):19-22.
- [7] 袁军. 交变环境温度下固体发动机药柱温度场分析[J]. 固体火箭技术,2015,38(6):818-820.
- [8] 郑亚,陈军,鞠玉涛,等. 固体火箭发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [9] 朱智春,蔡峨. 固体火箭发动机药柱三维温度场应力场有限元分析[J]. 推进技术,1997,18(2):21-26.
- [10] 张建伟,孙冰. 固体火箭发动机药柱三维结构非线性分析[J]. 宇航学报,2006,27(5):871-875.
- [11] 丁永强,兰飞强. 温度载荷下材料参数对药柱结构完整性的影响[J]. 航空兵器,2007(5):49-51.

(编辑:马杰)