

# 含扰流板结构的固液火箭发动机数值模拟

徐萌, 田辉

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘要:** 为进一步提高固液火箭发动机的燃烧效率, 在 FLUENT 软件平台上, 利用二维轴对称的 N-S 方程和组分方程, 采用有限速率化学反应模型和 S-A 单方程湍流模型, 对药柱和后燃室中添加不同数量和位置的扰流板对燃烧室和喷管温度和效率的影响进行了数值模拟研究。在数值模拟中, 对流场进行假设, 假设流动为纯气相流动, 燃烧室中气体为理想气体。数值模拟结果表明, 固液火箭发动机在纯气相的反应条件下, 在固体药柱中添加扰流板可以提高燃烧效率, 但提高的程度有限, 且不能改变喷管入口处温度分布不均匀的问题; 在后燃室中添加扰流板可以明显地提高喷管入口处的平均温度, 而且温度分布基本均匀。由于固液火箭发动机燃烧的特点是反应发生在燃料表面上的边界层中的火焰层中, 在固体药柱中添加扰流板可以改变火焰层的位置, 在后燃室中添加扰流板后, 由于火焰层位置相对固定, 所以反应开始时和反应进行中, 喷管入口处的温度分布没有发生太大的变化, 可以使固液火箭发动机维持一个相对稳定的燃烧情况。

**关键词:** 固液火箭发动机; 扰流板; 数值模拟; 燃烧效率

**中图分类号:** V436-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2010) 06-0021-05

## Numerical simulation on a hybrid rocket engine with diaphragms

XU Meng, TIAN Hui

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** To improve the combustion efficiency of hybrid rocket engine, numerical simulation of the flow field through a thruster with diaphragms is conducted with FLUENT software. The results of numerical simulation show that in pure gas phase reaction conditions the hybrid rocket engine with diaphragms can improve combustion efficiency, but the improvement is limited. The uneven temperature distribution at the entrance of the nozzle can not be changed. The diaphragms in the post thruster can significantly increase the average temperature at the entrance of the nozzle. And the temperature distribution is uniform. Adding diaphragms in the solid grain can change the flame position. Due to the relatively fixed position of the flame layer, the temperature distribution at the entrance of the nozzle can maintain a relatively stable situation.

收稿日期: 2010-09-23; 修回日期: 2010-10-20

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 徐萌 (1985—), 男, 硕士, 研究领域为固液混合火箭发动机仿真

**Keywords:** hybrid rocket engine; diaphragm; numerical simulation; combustion efficiency

## 0 引言

固液混合火箭发动机是采用液体作为氧化剂, 固体作为燃料的一种典型的混合火箭发动机。针对固液火箭发动机中复杂的燃烧过程, 对固液火箭发动机的燃烧室和喷管进行一体化分析十分必要。研究表明, 固液火箭发动机的燃烧效率较低, 一般为 80%~90%<sup>[1]</sup>。为了提高固液混合火箭发动机的燃烧效率, 使固体燃料和液体氧化剂燃烧更加充分, 一般在固液混合火箭发动机中都在发动机的头部增设预燃室、尾部配置补燃室。国内外为了进一步提高固液混合火箭发动机的燃烧效率, 在发动机的中部配置扰流板, 在提高燃烧效率的同时, 也提高了燃料退移速率<sup>[2-4]</sup>。

本文参考“北航二号” $\Phi 220$  mm 固液火箭发动机, 在发动机结构中加入扰流板, 利用 FLUENT 软件计算以液氧 (LOX) /端羟基聚丁二烯 (HTPB) 为推进剂的混合火箭发动机燃烧流动情况, 利用二维轴对称的 N-S 方程和组分方程, 采用有限速率化学反应模型和 S-A 单方程湍流模型, 对药柱和后燃室中添加不同数量和位置的扰流板对燃烧室和喷管的温度和效率的影响进行了数值模拟研究。

## 1 计算对象与假设

### 1.1 计算对象

计算用的燃烧室和喷管结构取自“北航二号” $\Phi 220$  mm 固液火箭发动机<sup>[5]</sup>, 由于本文主要是计算扰流板对发动机燃烧流动的影响, 因此为计算简便, 将“北航二号”的固体药柱简化为二维轴对称的圆柱形药柱。主要参数见表 1。

固液混合火箭发动机型面如图 1, 网格如图 2。在设置网格时, 采用结构网格, 以增加精确性和计算速度。对整个燃烧室和喷管进行网格划分后, 在喷管喉部附近、固体燃料表面、固体壁

面附近以及氧化剂入口处都进行了网格加密。

表 1 计算中用到的固液火箭发动机尺寸及参数

燃烧室长度 /m	药柱内径 /m	喷管喉径 /m	氧化剂流量 / $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$
0.672	0.106	0.050	2.3
药柱长度 /m	喷管出口直径 /m	HTPB 流量 / $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	燃烧室压强 /MPa
0.405	0.100	0.7	2.5

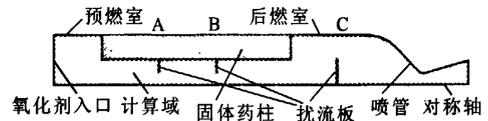


图 1 计算中用到的固液火箭发动机模型

Fig. 1 Model of the hybrid rocket engine

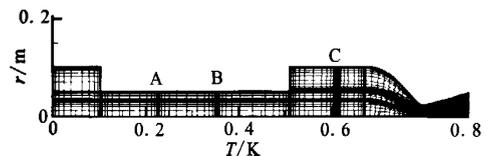


图 2 计算中用到的固液火箭发动机网格

Fig. 2 Grid of the hybrid rocket engine

本文主要对发动机中加入扰流板对燃烧和流动的影响进行研究, 因此在图 1 中的 A (药柱长度的 30%) 及 B (药柱长度的 60%) 及 C (后燃室中部) 位置分别加入了大小不同的扰流板。划分网格时, 在增加的扰流板的壁面处也进行了加密处理。

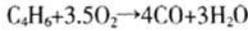
### 1.2 计算假设

固液混合火箭发动机内的流动是三维非定常多相流动, 考虑计算工作量, 为计算简便在不失合理性的前提下, 对流场进行假设<sup>[6]</sup>: 1) 假设流动为准定常的; 2) 采用二维轴对称坐标系; 3) 流动为纯气相流动; 4) 燃烧室中的气体为理想气体。

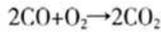
## 2 数值模型与计算方法

### 2.1 数值模型

对于选用的 LOX/HTPB 推进剂组合,采用两步化学反应模型。假定液氧喷进燃烧室时为纯气相,端羟基聚丁二烯受热后热解成  $C_4H^{\text{⑦}}$  然后由  $C_4H_6$  和  $O_2$  进行反应。 $C_4H_6$  和  $O_2$  首先进行反应:



然后进行第二步反应:



化学反应模型为有限速率模型<sup>⑩</sup>。二维轴对称、非定常、可压、湍流流动雷诺平均的 N-S 方程以及多组分扩散方程<sup>⑪-⑬</sup>:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial z} + \frac{\partial G}{\partial r} = \frac{\partial F_v}{\partial z} + \frac{\partial G_v}{\partial r} + S$$

湍流模型采用 Spalart-Allmaras 单方程模型,流场求解采用 FLUENT 中的 SIMPLEC 算法。

### 2.2 边界条件

1) 氧化剂入口。认为液体氧化剂从头部经喷注器喷入燃烧室时,液氧全部气化为气氧,给定氧化剂流量和温度,入口速度方向为轴向,径向速度为 0,  $O_2$  质量百分比为 1。

2) 固体药柱表面。根据氧化剂入口条件,可以得到氧化剂质量流率,  $G_{ox} = \rho u_{in}$ ,再根据固体燃速计算公式得到固体表面温度和加质速度,方向为垂直于固体药柱表面,入口组分  $C_4H_6$  的质量百分比为 1。

3) 固体壁面。固体表面采用无滑移、绝热、完全无催化条件以及压力梯度为 0 的固体壁面条件。

4) 喷管出口。喷管出口为一个大气压反压。

5) 对称轴。设定为 FLUENT 里的对称轴边界条件。

## 3 计算结果与讨论

图 3 是未加扰流板的温度分布;图 4 是在药柱 A 位置处加扰流板的温度分布;图 5 是在药柱 A、B 位置处加扰流板的温度分布;图 6 是在 A、

B、C 位置处加扰流板的温度分布;图 7 是在 A、B、C 位置处加扰流板的燃烧室喷管在药柱燃烧退移 50% 时的温度分布。

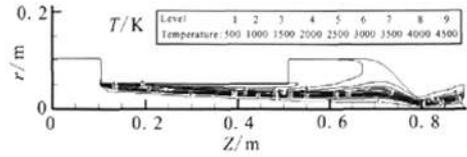


图 3 未加扰流板的温度分布

Fig. 3 Temperature distribution without diaphragm

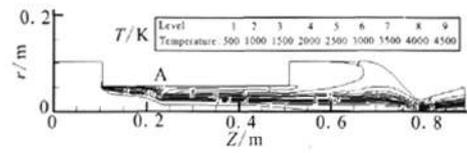


图 4 在 A 位置加扰流板的温度分布

Fig. 4 Temperature distribution after diaphragm is added at location A

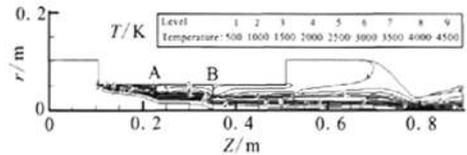


图 5 在 A、B 位置加扰流板的温度分布

Fig. 5 Temperature distribution after diaphragms are added at location A & B

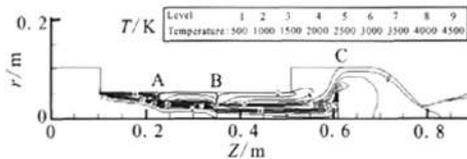


图 6 在 A、B、C 位置处加扰流板的温度分布

Fig. 6 Temperature distribution after diaphragms are added at location A, B & C

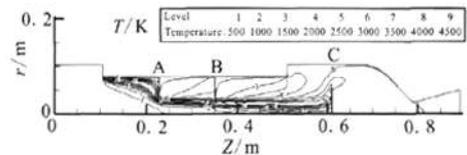


图 7 A、B、C 位置处加扰流板的药柱退移 50% 时的温度分布

Fig. 7 Temperature when solid-fuel post is burned away 50% as diaphragms are added at location A, B & C

为了清楚地反应增加扰流板对燃烧室喷管的燃烧流动影响,选取喷管入口处 ( $Z=673\text{ mm}$ ) 的温度分布进行分析。平均温度为喷管入口截面网格各节点的温度平均。纵坐标  $r$  为燃烧室径向长度。图 8 是未加扰流板与添加不同位置、不同数量扰流板的喷管入口温度分布比较图。图 9 是燃烧开始时与退移后的喷管入口温度分布图。表 2 是未加扰流板与添加不同位置、不同数量扰流板的喷管入口平均温度的比较。

表 2 喷管入口处平均温度的比较

Tab. 2 Comparison of average temperatures at the entrance of nozzle

不同工况	未加扰流板	A 加扰流板	A、B 加扰流板	A、B、C 加扰流板
平均温度 $T/K$	2350.796	2359.032	2510.479	3420.548

通过对上述结果的分析,可以得出:

1) 从图 3~图 5 可以看出,固液火箭发动机的燃烧是集中在很明显的火焰层中,从计算的燃烧温度看,燃烧温度偏高,4500 K 高于理论和实验的结果,原因是只采用了 2 步化学反应,而实际燃烧情况会有多组分的吸热反应存在,会降低燃烧温度;由于在数值模拟之前,已经假设了氧化剂和燃料入口处都是完全气化的纯气相,所以在药柱内加设扰流板对燃烧流动的影响较小,只改变了火焰层的位置;从图 8 的温度分布比较和表 2 的平均温度比较都可以看出,这种设置对纯气相的燃烧流动影响有限,但确实可以提高喷管入口处的平均温度,提高固液火箭发动机的燃烧效率;

2) 从图 3~图 6 可以看出,在后燃室增加扰流板可以有效地提高喷管入口处的平均温度,同时温度分布基本均匀。所以在后燃室加扰流板可以有效地提高燃烧效率;

3) 从图 8 可以看出,不加扰流板、在位置 A 处加扰流板和在位置 A、B 处加扰流板对喷管入口处的温度影响有限,特别是在远离轴线的后燃室部分,基本没有影响,而且并没有改变温度分布不均匀的问题,即温度在火焰层处最高,在其他位置下降的很快。在后燃室添加扰流板之后显著提高了温度分布的均匀性,使喷管入口处的温度分布均匀,燃烧均匀性好;

4) 从图 6,图 7 中可以看出,由于在燃料中部添加扰流板可以改变火焰位置,因此在燃烧一段时间之后,药柱发生退移的情况下,后燃室中的温度变化有限,平均温度并没有受到药柱的推移而产生大的波动,燃烧情况平稳。从图 9 中可以看出,喷管入口处的温度分布比较稳定,没有发生太大的变化。

(下转第 35 页)

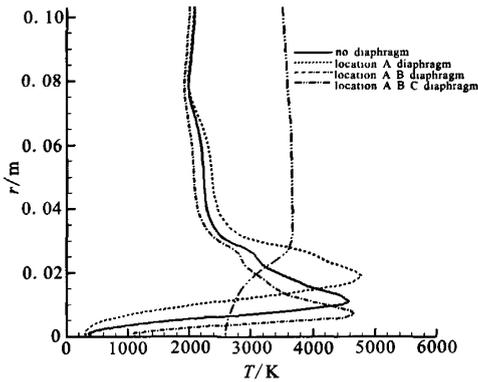


图 8 不同位置和数量的扰流板对喷管入口温度分布图  
Fig. 8 Temperature distribution at the entrance of nozzle at different locations and with different quantity of diaphragms

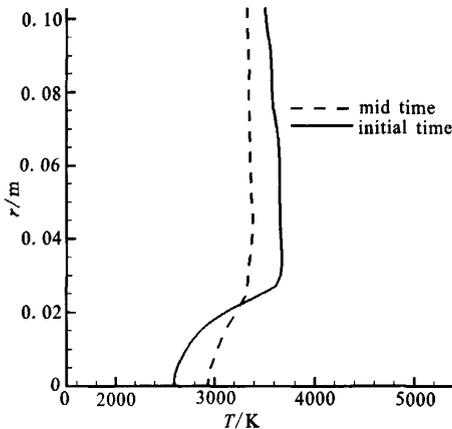


图 9 在 A、B、C 位置加扰流板的发动机燃烧开始时与退移 50% 时的喷管入口温度分布图

Fig. 9 Temperature distribution at the initial time and mid time of the combustion as diaphragms are added at A, B & C locations

2) 原有的锻造工艺中, 每次锻造变形速率偏大, 在大的锻造应力作用下增大了发生破裂的可能性。改进后锻造工艺变形速率降低, 避免了破裂的发生。

3) 原有的锻造工艺对操作人员的技术水平要求高, 操作难度大。改进后锻造工艺降低了操作人员的难度。

4) 改进后锻造工艺产品合格率高, 可操作性强, 批次稳定性好, 节约了成本。

#### 参考文献:

- [1] 张志文. 锻造工艺学[M]. 北京: 冶金工业出版社, 1983.
- [2] [美]SHERIDAN S A. 锻件设计手册[M]. 陆素, 译. 北京: 国防工业出版社, 1972.
- [3] 李家枢, 严绍华. 实用锻工手册[M]. 北京: 中国劳动出版社, 1990.
- [4] 史美堂. 金属材料及热处理[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1991.
- [5] 工程材料实用手册编辑委员会. 工程材料实用手册 2: 变形高温合金铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 1989.
- [6] 高鑫, 王汉功, 康兴无. 基于裂尖塑性区的复合型裂纹断裂准则[J]. 固体火箭技术, 2009, 32 (1): 86-89.

(编辑: 王建喜)

(上接第 24 页)

## 4 结论

本文在 FLUENT 软件平台上, 对 LOX/HTPB 为推进剂的固液火箭发动机燃烧室和喷管添加扰流板以增加燃烧效率的方法进行了数值模拟。计算结果表明:

1) 固液火箭发动机在纯气相反应条件下, 在固体药柱中添加扰流板可以提高燃烧效率, 但提高的程度有限, 且不能改变喷管入口处温度分布不均匀的问题; 在后燃室中添加扰流板可以明显地提高喷管入口处的平均温度, 而且温度分布基本均匀;

2) 由于固液火箭发动机燃烧的特点是反应发生在火焰层中, 在反应条件是纯气相时, 固体药柱中添加扰流板可以改变火焰层的位置, 在后燃室中添加扰流板后, 由于火焰层位置相对固定, 所以反应开始时和反应进行一段时间后, 喷管入口处的温度分布没有发生太大的变化, 可以使固液火箭发动机维持一个相对稳定的燃烧情况。

#### 参考文献:

- [1] 田辉. 固液混合火箭发动机工作过程数值仿真[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- [2] GROSSE Matthias. Development of a hybrid rocket motor using a diaphragm for a small test rocket, AIAA 2008-4831 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [3] 诸毓武. 固液火箭发动机燃烧室工作过程数值模拟[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
- [4] 胡建新, 夏智勋, 张为华, 等. 固液混合火箭发动机简单反应流模拟[J]. 弹道学报, 2002, 14 (4): 19-24.
- [5] 李君海, 吴俊峰, 田辉等. “北航 2 号”固液火箭发动机设计与研制 [C]//中国航天液体动力技术发展高峰论坛. [出版地不详]: [出版者不详], 2010.
- [6] 田辉, 蔡国飙. 固液混合火箭发动机燃烧室和喷管流动数值模拟[J]. 宇航学报, 2006, 27 (2): 281-285.
- [7] CHENG G C, FARMER R C, JONES H S, et al. Numerical simulation of the internal ballistics of a hybrid rocket motor, AIAA 1994-0554 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [8] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [9] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [10] 高玉闪, 杜正刚, 金平, 等. 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟[J]. 火箭推进, 2009, 35 (5): 18-23.
- [11] 肖虎斌, 赵世平. 燃气蒸汽式发射动力装置复杂内流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2009, 32 (4): 392-395.

(编辑: 马杰)