

文章编号:1000-8055(2012)06-1398-07

固液火箭发动机工作过程三维数值仿真

李新田, 田 辉, 曾 鹏, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 根据固体燃料壁面与气相间的流固耦合得出了固体燃料燃速模型, 对采用星形装药的 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ (hydroxyl-terminated polybutadiene) 固液火箭发动机进行了燃烧流动三维数值仿真, 得到了流场参数的分布及不同位置的固体燃料燃速, 与二维轴对称仿真结果进行了对比。计算结果表明: 装药截面的火焰层形状与装药星孔型面形状相似, 但火焰层厚度与位置在星根与星角处存在差异; 随着轴向位置的增加, 氧化剂不断消耗, 火焰层向通道中心移动; 固体燃料燃速与氧化剂流率及不同装药位置有关, 其大小随氧化剂流率的增加而增加, 星根处燃速比星角处大; 在相同氧化剂流率下, 三维星形装药比二维轴对称装药的平均固体燃料燃速大。

关 键 词: 固液火箭发动机; 三维; 数值仿真; 燃烧; 燃料燃速

中图分类号: V436

文献标志码: A

Three-dimensional numerical simulation of hybrid rocket motor operation process

LI Xin-tian, TIAN Hui, ZENG Peng, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the coupling between the solid fuel and gaseous phases, the solid fuel regression rate model was established. Three-dimensional numerical simulation of a star-shaped fuel grain hybrid rocket motor with hydrogen peroxide (H_2O_2) and hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) propellants combination was presented. The flow field and the solid fuel grain regression rate distribution were obtained, and the results were compared with that of two-dimensional axial symmetry engine. The results indicate that the flame layer profile is similar with the star-shaped fuel port, while the thickness and the location of the flame makes differences in the root and the slot of the star-shape. With the axial coordinate increasing, the oxidizer consumes continually, and the flame layer shifts toward the centre of the fuel grain port. The solid fuel regression rate relates with the oxidizer mass flux and solid fuel location. It increases with the oxidizer mass flux growing, and is higher in the root of the star-shape than in the slot. The solid fuel regression rate of three-dimensional fuel grain is larger than two-dimensional axial symmetry under the same oxidizer mass flux.

Key words: hybrid rocket motor; three dimension; numerical simulation; combustion; solid fuel regression rate

收稿日期: 2011-07-14

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1398_028.html

作者简介: 李新田(1986—), 男, 湖南益阳人, 博士生, 主要从事固液火箭发动机研究。

典型的固液火箭发动机采用固体燃料和液体氧化剂作为推进剂, 和传统的固体火箭发动机与液体火箭发动机相比, 具有一些由于其自身特征所带来的优点, 近年来受到国内外学者的广泛关注^[1-4]. 固液火箭发动机内流场参数和固体燃料燃速是发动机研究中的重点, 采用试验研究所需的试验系统复杂、成本昂贵, 因此采用数值研究的方法是一种很好的选择, 国内外学者对此进行了大量的研究工作^[5-12].

现有的固液火箭发动机数值仿真工作大多针对平板模型或二维轴对称模型开展, 但因固液火箭发动机存在固体燃料燃速较低的特点, 实际应用中发动机多采用三维装药药型, 如星形、车轮形装药等. 此时二维仿真难以准确反映流场参数的变化, 因此开展固液火箭发动机三维数值仿真工作具有重要意义. 本文根据固体燃料壁面与气相间的流固耦合得出了固体燃料燃速模型, 对采用 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ (hydroxyl-terminated polybutadiene) 推进剂的星形装药发动机进行了三维数值仿真, 得到了温度、组分质量分数等流场参数的分布及不同药柱位置处的固体燃料燃速, 并与二维轴对称发动机仿真结果进行了比较, 以为固液火箭发动机的设计和优化提供参考.

1 计算模型

固液火箭发动机的工作过程是燃烧、湍流、辐射、喷注雾化、气化和燃料热解相互耦合的复杂过程. 本文计算中采用推进剂组合为 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ (端羟基聚丁二烯), 不考虑液滴的喷注雾化和气化过程, 认为氧化剂在进入燃烧室前已完全催化分解; 此外, 为简化计算, 不考虑辐射换热的影响.

1.1 气相控制方程

气相控制方程采用 N-S (Navier-Stokes) 方程与湍动能和耗散率方程、燃烧组分输运方程相耦合, 其向量形式如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x_i} = \frac{\partial V_i}{\partial x_i} + H \quad (1)$$

式中

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_j \\ e \\ \rho k \\ \rho \epsilon \\ \rho Y_m \end{pmatrix}; \quad E_i = \begin{pmatrix} \rho u_i \\ (\rho u_i u_j + p_t) \delta_{ij} \\ (e + p_t) u_i \\ \rho u_i k \\ \rho u_i \epsilon \\ \rho Y_m \end{pmatrix}$$

$$V_i = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ u_j \tau_{ij} + \lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \\ \mu_k \frac{\partial k}{\partial x_i} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \\ \rho D_m \frac{\partial Y_m}{\partial x_i} \end{pmatrix}$$

式中 $m = 1, 2, \dots, N-1$; N 为化学产物组分数; Y_m 为第 m 种组分的质量分数; 压力 $p_t = p + (2/3)\rho k$; H 为源项. 黏性应力张量如下:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_1}{\partial x_1} \right)$$

1.2 湍流模型

湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型, k 方程与 ϵ 方程的能量源项分别为

$$H_k = G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (2)$$

$$H_\epsilon = \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (3)$$

其中

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]$$

$$\eta = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

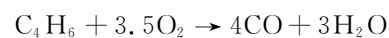
Realizable $k-\epsilon$ 已广泛应用于管道内流动、边界层流动等的数值模拟计算中.

1.3 化学反应模型

氧化剂 H_2O_2 在进入燃烧室前, 已完全分解成 H_2O 和 O_2 , 其化学反应方程式为



固体燃料 HTPB 热解产物主要成分为 1-3 丁二烯 C_4H_6 , 与 H_2O_2 分解产物中的 O_2 发生化学反应, 采用两步反应模型^[7]



化学反应速率采用 Eddy-Dissipation 模型. Eddy-Dissipation 模型常用于非预混燃烧, 当氧化剂与燃料的混合时间大于化学反应时间时, 化学动力学速率可以忽略, 燃烧由扩散过程控制. 反应 r 中组分 i 的反应速率为

$$R_{i,r,ed} = \nu'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k}$$

$$\min \left[\min_R \left(\frac{Y_R}{\nu'_{i,r} M_{w,R}} \right), B \frac{\sum_P Y_P}{\sum_j \nu''_{j,r} M_{w,j}} \right]$$

1.4 固体燃料燃速模型

固体燃料壁面与气相组分间的流固耦合通过边界条件实现,边界处的能量守恒包括气相区的对流、扩散、辐射换热、固体燃料区的导热及燃料分解热,守恒方程如下:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} + Q_{rad} + \rho u_n h - \sum_{m=1}^N \rho D_m \frac{\partial Y_m}{\partial n} h_m =$$

$$\lambda_s \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_s - \rho_s \dot{r} h_s \quad (4)$$

式中 n 为流场在药柱壁面处外法线方向,以指向流场外部为正。式(4)左端分别为气相区对固体燃料壁面的对流换热,辐射换热,燃料热解气体运动及扩散带走的焓;右端为固体燃料壁面的导热及进入流场燃料的焓。因固体燃料中不含金属成分,辐射换热和对流换热相比相对较小,气体扩散作用在总热流量中占的比例也较小^[1],计算时忽略辐射换热及扩散作用的影响。

根据固体燃料的热解质量等于生成的热解产物质量可得

$$\rho u_n = -\rho_s \dot{r} \quad (5)$$

式中 ρ 为热解气体密度, u_n 为气体在壁面处沿流场外法线方向的速度, ρ_s 为固体燃料密度, $\dot{r}$ 为固体燃料热解速率。燃速 $\dot{r}$ 通过 Arrhenius 公式计算

$$\dot{r} = A e^{-E/RT_s} \quad (6)$$

式(6)中 A 为指前因子, E 为活化能,根据试验测得, R 为气体常数。

固体燃料壁面的温度分布满足方程

$$\lambda_s \frac{d^2 T}{dn^2} - \rho_s \dot{r} c_s \frac{dT}{dn} = 0$$

给定边界条件后可解得

$$-\lambda_s \left(\frac{dT}{dn} \right)_s = \rho_s c_s \dot{r} (T_s - T_0) \quad (7)$$

式中 T_0 为药柱初始温度。

结合式(4)~式(5)和式(7),并忽略热辐射及扩散作用,得

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = \rho_s \dot{r} [c_s (T_s - T_0) + h - h_s] \quad (8)$$

仿真过程中通过式(6)和式(8)进行迭代计算,即可计算得到固体燃料燃速及燃料壁面温度。

2 计算条件

2.1 物理模型

图1为计算所采用的发动机几何模型,发动机采用星形内孔装药,药柱外径为285 mm,药柱长度为1000 mm,星角数为8,药柱肉厚为25 mm,发动机前后燃室长度均为200 mm,喷管喉部直径为58 mm,喷管扩张比为5。数值仿真计算域选用半个星角,两轴向剖面均由对称边界条件给出。计算网格采用六面体网格,网格单元数量约15万,发动机通道入口横截面网格如图2所示,截面通道中心点为 O ,装药星根与星角处分别以 R 和 S 标注。

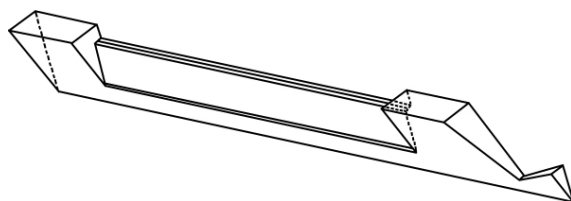


图1 发动机几何模型

Fig. 1 Geometry model of rocket motor

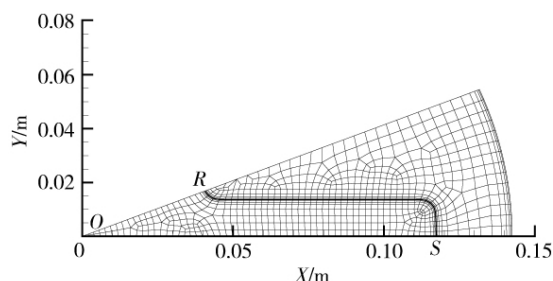


图2 装药通道入口截面网格

Fig. 2 Grid of the fuel port inlet section

2.2 计算条件

氧化剂采用90% H_2O_2 ,并认为 H_2O_2 进入燃烧室前已完全分解成 H_2O 和 O_2 ,氧化剂质量流量从1~5.0 kg/s分不同工况计算,入口温度为1000 K,接近于 H_2O_2 的绝热分解温度。固体燃料为HTPB,其密度、标准生成焓及热解性能参数如表1所示^[1,13]。燃料热解产物以源项的形式在靠近壁面的一层网格中加入,根据网格单元中的流场参数由式(6)和式(8)计算得到固体燃料燃速 $\dot{r}$,并在网格中加入相应的质量、动量、能量及组分源项。星根剖面(图3中 OR 与中心轴 OZ 所在截面)和星角剖面(图3中 OS 与中心轴 OZ 所在截面)。

面)以对称边界条件给出. 喷管出口为超声流, 采用数值边条外插得出.

表 1 HTPB 主要性能参数

Table 1 Performance parameters of HTPB

参数	数值
密度 $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	930
标准生成焓 $H_f^\circ/(\text{J}/\text{kg})$	20 934
指前因子 $A/(\text{m}/\text{s}) \quad (T_s>722 \text{ K})$	0.011 04
指前因子 $A/(\text{m}/\text{s}) \quad (T_s<722 \text{ K})$	3.964 0
活化能 $E/(\text{J}/\text{mol}) \quad (T_s>722 \text{ K})$	20 523.8
活化能 $E/(\text{J}/\text{mol}) \quad (T_s<722 \text{ K})$	55 803.0

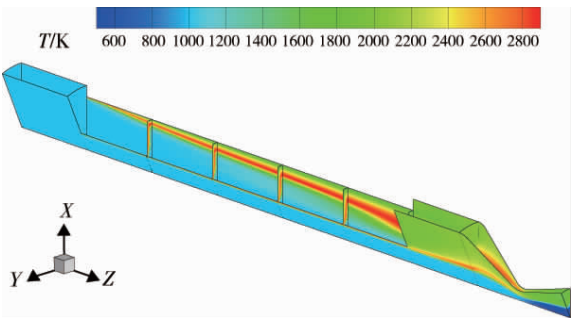


图 3 主要截面温度三维分布图

Fig. 3 Three-dimensional temperature contours of main sections

3 结果分析

通过数值仿真得到计算结果, 图 3~图 7 所

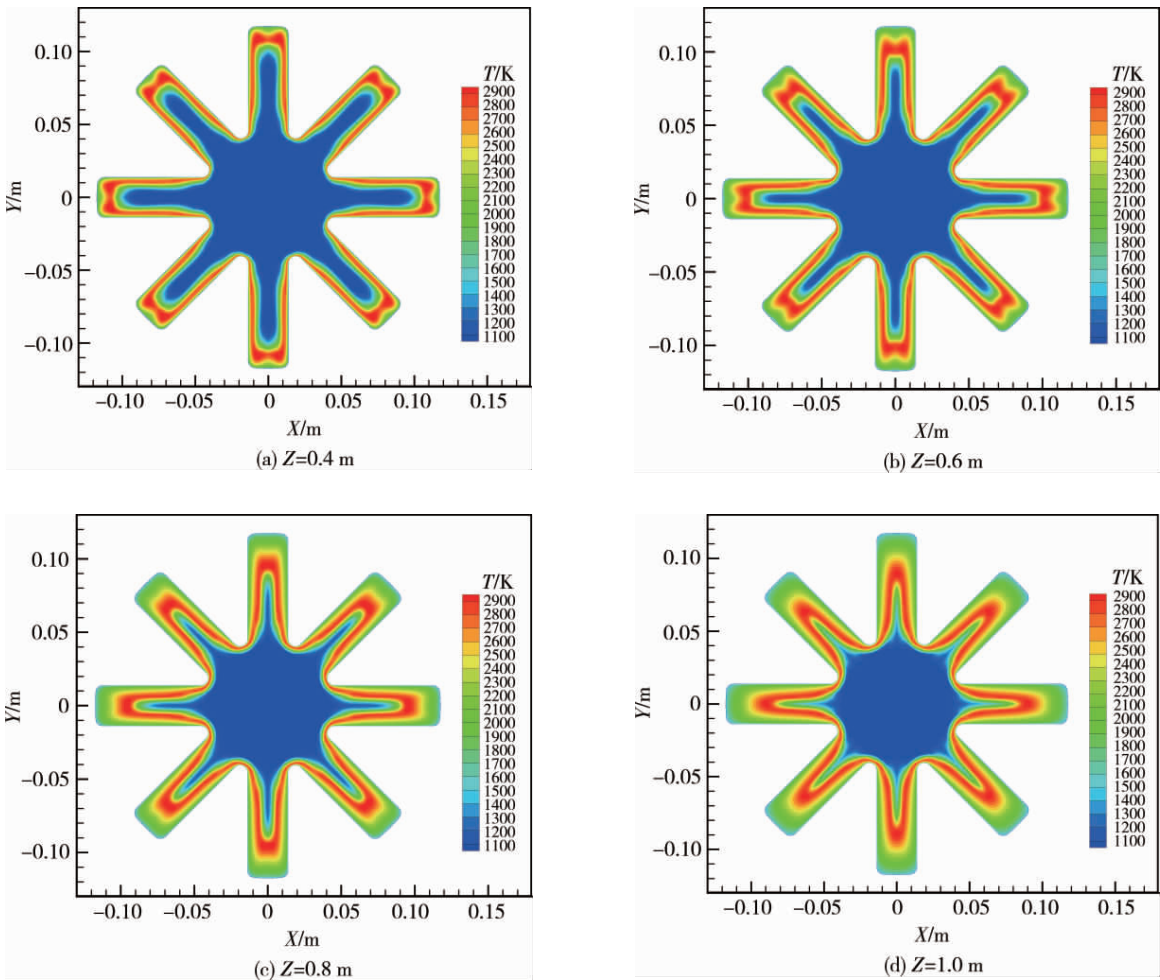


图 4 横截面温度分布图

Fig. 4 Temperature contours of different sections

示为氧化剂流量为 4 kg/s 时发动机内流场温度、氧化剂组分浓度分布以及固体燃料燃速随轴向、径向位置的变化图.

图 3 所示为主要截面温度三维分布图, 最高温度 3 018 K. 图 4 所示为不同轴向位置的横截面温度分布云图. 图中火焰层的形状与装药通道内

型面形状相似,在星根(相对位置见图3中 R 点)附近,药柱壁面靠近通道中心,氧化剂质量分数高,固体燃料热解气体易与中心区的 O_2 进行惨混燃烧,因此火焰层厚度较薄,火焰层位置靠近固体燃料壁面,同时轴向位置对火焰层形状和位置的影响较小.而在星角(相对位置见图3中 S 点)附近,药柱壁面与通道中心的氧化剂高质量分数区较远,因此火焰层厚度较厚,与固体燃料壁面距离较大,同时随着轴向距离的增加,星角内 O_2 不断消耗,而通道中心的 O_2 难以到达星角边缘,火焰层的位置逐渐向通道中心靠近,火焰层厚度逐渐增加.

图5所示为不同轴向位置横截面上的 O_2 质量分数分布图.随着轴向位置的增加,星角内的 O_2 质量分数越来越低. $Z=0.4\text{ m}$ 截面,其位置靠近发动机头部,从前燃室进入星角内的氧化剂消

耗量少,星角内 O_2 质量分数较高; $Z=1.0\text{ m}$ 截面,其位置靠近发动机后燃室,星角内的 O_2 大部分已消耗,通过径向输运和扩散作用进入星角的 O_2 量很少,星角内 O_2 质量分数降低,高质量分数 O_2 区域位于装药通道中心.不同截面 O_2 质量分数的变化趋势与图4中的温度分布图变化趋势的分析相一致.

图6所示为药柱燃速随轴向位置的变化曲线, $\dot{r}_R$ 和 $\dot{r}_S$ 分别为图3中 R 点与 S 点燃速沿轴向位置的变化.从图中可知,在相同的轴向位置, $\dot{r}_R$ 比 $\dot{r}_S$ 要高,这是因为 R 点靠近中心区,氧化剂充足,火焰层薄且靠近药柱壁面,温度梯度大,传至药柱壁面的热流量大,药柱燃速高; S 点位于星角边缘,与通道中心的距离远,星角内的 O_2 消耗后中心区的 O_2 难以到达,火焰层距固体燃料壁面距离远,温度梯度小,传至药柱壁面热流量小,

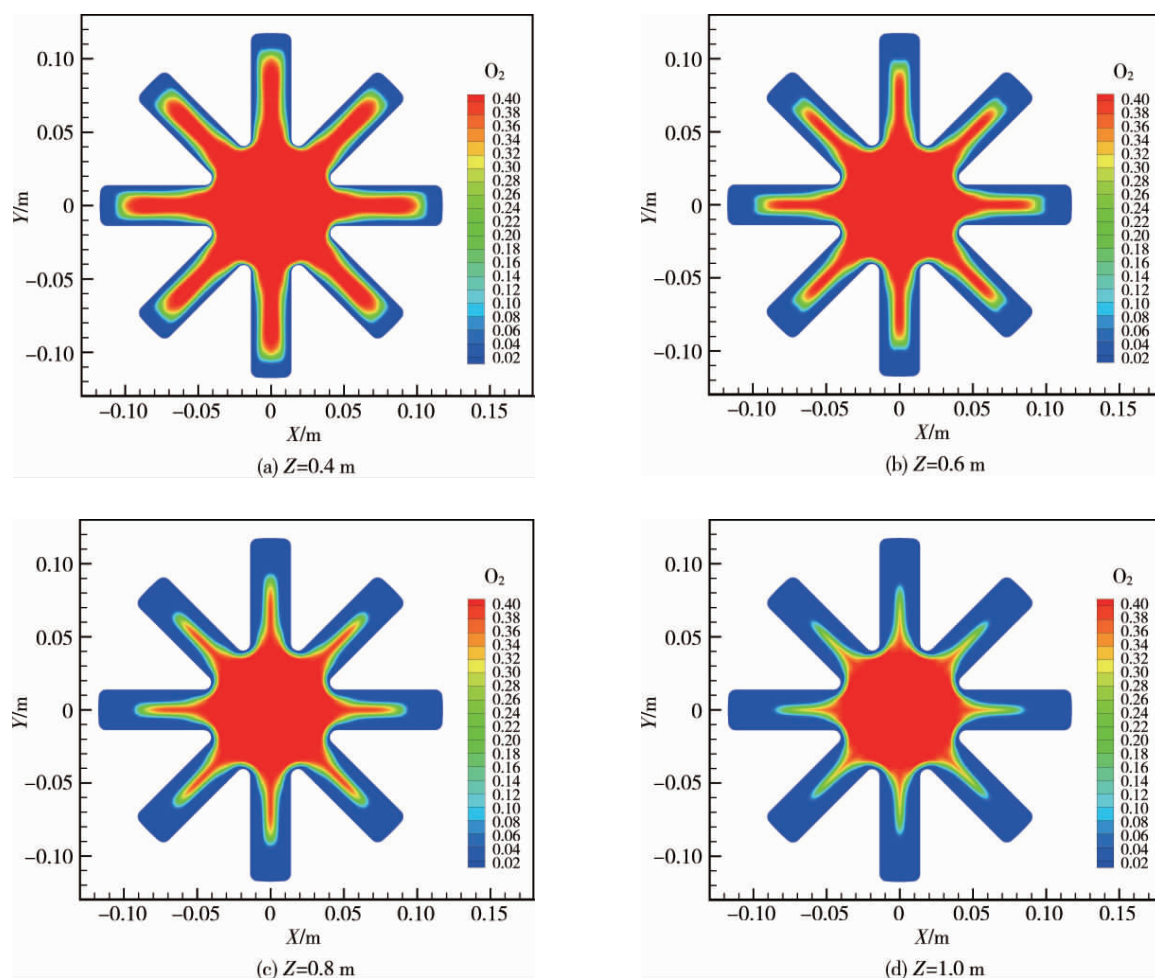


图5 横截面 O_2 质量分数分布图

Fig. 5 O_2 concentration contours of different sections

燃速相对较低. 由于星根 R 点附近火焰层位置与形状沿轴向位置变化较小, 燃速 $\dot{r}_R$ 沿轴向位置变化不大. 星角边缘 S 点处燃速随轴向距离的增加先增加后减小. 在装药通道入口处, 氧化剂质量分数高, 火焰层紧贴药柱壁面, 燃速 $\dot{r}_S$ 较高, 随着轴向位置的增加, 火焰层远离药柱壁面, 但同时星角内的平均燃气温度和燃气总流率增加, 两者共同作用使燃速随轴向距离的增加先增加后减小, 文献[1]中的二维固液火箭发动机数值仿真结果也表明燃速在靠近药柱前端附近存在一最小值, 与本文结果一致.

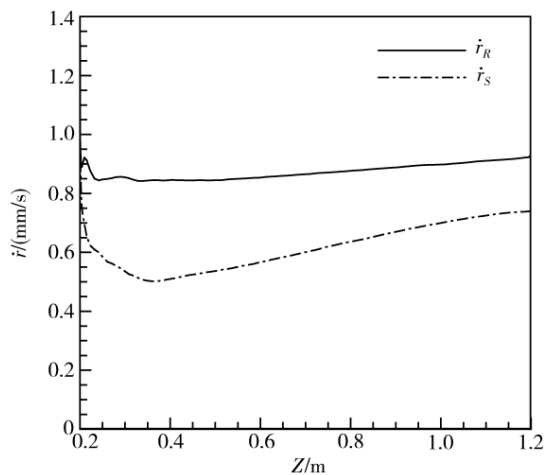


图6 燃速沿轴向位置变化

Fig. 6 Fuel regression rate variation along axis

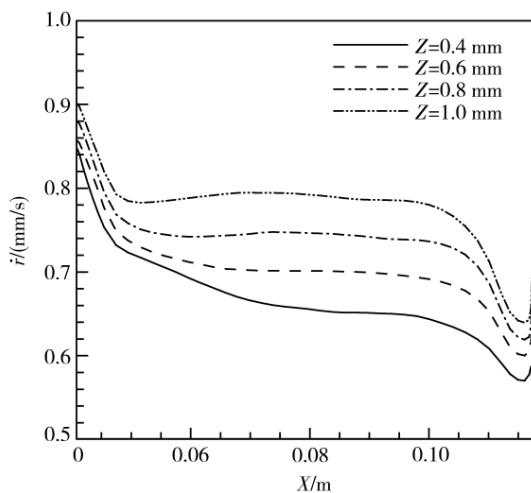


图7 燃速在不同截面的分布

Fig. 7 Fuel regression rate in different sections

图7为燃速在不同截面位置沿 X 坐标的变化, X 坐标最小值为图3中星根处 R 点, 最大值

为星角处 S 点. 在同一截面位置上, 燃速随坐标 X 值的增加均呈减小趋势, 在 R 点和 S 点附近燃速变化较快, 中间部分变化较为平缓, 同时随着轴向距离 Z 的增加, 燃速增大.

改变入口氧化剂流量, 分别取氧化剂流量为 $1.0 \sim 5.0 \text{ kg/s}$ 不同工况计算, 分析平均药柱燃速随氧化剂流率(单位通道面积下的氧化剂流量)的变化, 并与二维轴对称仿真结果进行比较. 图8所示为不同氧化剂流率下的仿真得到的固体燃料燃速平均值及拟合曲线. 选用的二维仿真计算发动机尺寸结构及药柱通道面积均与三维仿真计算相同, 从而相同氧化剂流量下的流率一致, 以分析除氧化剂流率外发动机装药形式对燃料燃速的影响作用.

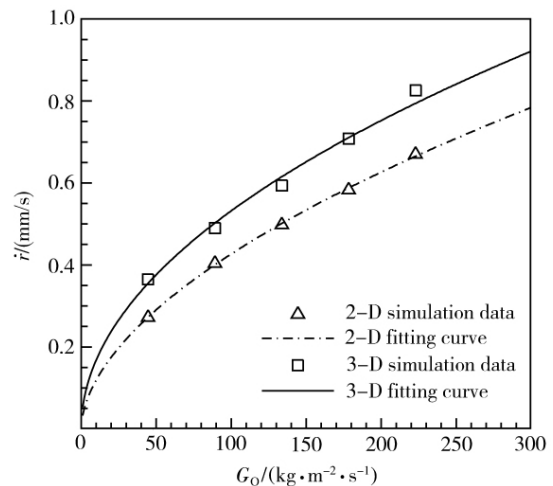


图8 燃速随氧化剂流率的变化

Fig. 8 Fuel regression rate under different oxidizer mass flux

拟合使用的燃速公式采用国外普遍采用的燃速与氧化剂流率指数次方成正比关系的表达式^[1]

$$\dot{r} = a G_O^n \quad (9)$$

从图8中可以看出, 随着氧化剂流率的增加, 固体燃料燃速不断增大. 同时在相同的氧化剂流率下, 三维仿真平均燃速比二维仿真平均燃速要高, 表明三维装药的非均匀流场对固体燃料平均燃速的增加作用.

4 结 论

根据固体燃料壁面与气相间的流固耦合, 建立了固液火箭发动机固体燃料燃速预测模型, 采用两步化学反应模型对 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机进行了三维燃烧流动数值仿真, 得到了发

动机温度、组分质量分数及固体燃料燃速等参数的分布,与二维轴对称仿真结果进行了对比,结论如下:

1) 星形装药发动机横截面的火焰层形状与装药星孔型面相似,但不同位置处的火焰层厚度与位置存在差异,且星角内火焰层厚度及其与固体燃料壁面的距离均随发动机横截面轴向位置的增加而增加;

2) 受发动机内氧化剂质量分数和火焰层厚度、位置等因素的影响,三维装药药型的固体燃料燃速随药柱轴向、径向位置的不同而变化,平均燃速随氧化剂流率的增加而增大,同时与同流率下相同尺寸的二维轴对称发动机相比,燃速较大。

参考文献:

- [1] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. VA: Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006.
- [2] Tsohas J, Appel B, Rettenmaier A, et al. Development and launch of the Purdue hybrid rocket technology demonstrator[R]. AIAA 2009-4842, 2009.
- [3] Dyer J, Doran E, Dunn Z, et al. Design and development of a 100 km nitrous oxide/paraffin hybrid rocket vehicle[R]. AIAA 2007-5362, 2007.
- [4] Evans B, Boyer E, Kuo K K. Hybrid rocket investigations at Penn State University's high pressure combustion laboratory: overview and recent results. [R]. AIAA 2009-5349, 2009.
- [5] Marxman G A, Wooldridge C E, Muzzy R J. Fundamentals of hybrid boundary layer combustion[C]//Wolfhard H G. Heterogeneous combustion. NY: AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, 1964: 485-521.
- [6] Kim H J, Kim Y M. Numerical modeling for combustion processed of hybrid rocket engine [R]. AIAA 2001-4504, 2001.
- [7] Venkateswaran S, Merkle C L. Size scale-up in hybrid rocket motors[R]. AIAA 96-0647, 1996.
- [8] Chien K. Predictions of channel and boundary layer flows with a low-Reynolds number turbulence model[J]. AIAA Journal, 1982, 20(1): 33-38.
- [9] CAI Guobiao, TIAN Hui. Numerical simulation of the operation process of a hybrid rocket motor[R]. AIAA 2006-4506, 2006.
- [10] Cheng G C, Farmer R C, Jones H S, et al. Numerical simulation of the internal ballistics of a hybrid rocket motor [R]. AIAA-94-0554, 1994.
- [11] 田辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 固液混合火箭发动机固体燃料的燃速计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(6): 637-641.
TIAN Hui, CAI Guobiao, WANG Huiyu, et al. Computation of fuel regression rate in classical hybrid rocket motors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(6): 637-641. (in Chinese)
- [12] 杨玉新, 胡春波, 孙得川, 等. 基于流-固耦合的混合火箭发动机固体燃料表面退移速率计算[J]. 固体火箭技术, 2007, 29(5): 214-218.
YANG Yuxin, HU Chunbo, SUN Dechuan, et al. Regression rate calculation for the solid fuel surface of hybrid rocket motor based on fluid-solid coupling technique[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 29(5): 214-218. (in Chinese)
- [13] Chiaverini M J, Harting G C, Lu Y C, et al. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[R]. AIAA 1997-3078, 1997.