

HTPB 固体燃料冲压发动机流场仿真 与燃速分析

李新田, 卢 鑫, 李延成, 刘琨怡, 高晶晶

(中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 基于守恒方程建立了固体燃料冲压发动机燃速仿真模型, 采用二维轴对称模型和二方程化学反应模型开展了 HTPB(端羟基聚丁二烯)固体燃料冲压发动机流场数值仿真, 分析了不同空气来流条件对流场分布及燃速的影响. 结果表明: 火焰层在氧气和固体燃料壁面之间形成, 随着来流空气流量和空气总温的增加, 火焰层厚度变薄并向固体燃料壁面侧移动; 随着发动机轴向位置的增加, 燃速先迅速增加后缓慢增加, 最后在补燃室附近快速减小, 变化趋势与文献中试验结果吻合较好; 固体燃料平均燃速随来流空气总温及发动机内空气流率的增加而增大, 并根据仿真结果拟合得到了燃速公式.

关 键 词: HTPB; 固体燃料; 冲压发动机; 流场仿真; 燃速

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Flow field simulation and fuel regression rate analysis of HTPB solid fuel ramjet

LI Xin-tian, LU Xin, LI Yan-cheng,

LIU Jun-yi, GAO Jing-jing

(China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: A fuel regression rate simulation model of solid fuel ramjet was constructed based on the conservation laws. With two-dimensional axisymmetric model and two-equation chemical reaction model, numerical simulations of HTPB (hydroxyl terminated polybutadiene) solid fuel ramjet flow field were performed and the influences of inlet air conditions on flow field distributions and fuel regression rate characteristics were analyzed. Results show that combustion flame layer is developed between the central oxygen region and solid fuel wall. The thickness of the combustion layer decreases and shifts toward the fuel wall with the increase of inlet air mass flow rate and total temperature. With the increasing axial location, the fuel regression rate increases sharply first and then increases slowly. At last, the fuel regression rate decreases quickly near the aft-mixing chamber. This trend matches well with the experimental results of the reference. The average fuel regression rate increases with the increase of inlet air total temperature and air mass flux. An average fuel regression rate formula is fitted with the simulation results.

Key words: hydroxyl terminated polybutadiene; solid fuel; ramjet;
flow field simulation; fuel regression rate

固体燃料冲压发动机具有结构简单、比冲高、成本低等优点,是一种颇具应用前景的动力形式^[1-7]。冲压发动机的工作过程不仅与发动机本身有关,同时受飞行状态及空气来流的影响,发动机的燃烧流动过程一直是研究的重点,燃料燃速更是影响发动机性能的关键因素^[6-12]。夏强等人^[13]开展了PMMA(polymethyl methacrylate,聚甲基丙烯酸甲酯)固体燃料冲压发动机的燃烧特性数值模拟研究,仿真得到了流场温度、燃气组分及燃速等的分布。成红刚等人^[14]开展了PE(polyethylene,聚乙烯)固体燃料冲压发动机的燃烧特性试验研究,通过试验测量获得了发动机燃速沿轴线方向的分布。但文献^[14]中对HTPB(hydroxyl terminated polybutadiene,端羟基聚丁二烯)固体燃料冲压发动机的流场特征和燃速特性分析较少。HTPB力学性能较好,易添加各种添加剂,能浇注成不同药形,是目前工程上应用最为广泛的燃料之一,因此有必要对HTPB固体燃料冲压发动机开展研究工作。

本文基于守恒方程,建立了固体燃料气固边界耦合模型,提出的燃速仿真计算方法,针对典型的发动机结构,采用二维轴对称模型和二方程化学反应模型,开展了HTPB固体燃料冲压发动机流场仿真,分析了不同来流空气流量及总温对流

场分布及燃速的影响。

1 仿真模型与方法

1.1 模型与网格

本文计算所采用的模型取自参考文献^[5],如图1所示,主要由空气入口、固体燃料、阻燃层、补燃室和喷管等部分组成。

仿真采用二维轴对称模型,计算网格如图2所示。

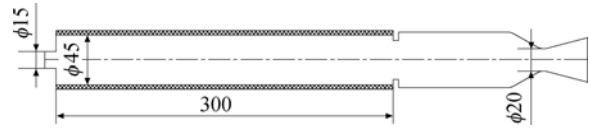


图1 仿真模型(单位:mm)

Fig. 1 Simulatoion model (unit:mm)



图2 发动机网格

Fig. 2 Mesh of the motor

1.2 控制方程

气相控制方程采用二维轴对称N-S(Navier-Stokes)方程与湍流模型进行耦合,质量、动量、能量及组分控制方程如下^[15]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = S_m \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = \\ & -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left\{ r \mu \left[2 \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] + \\ & \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left\{ r \mu \left[2 \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} - 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \cdot \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \rho \frac{v_r^2}{r} + F_r \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] = \nabla \cdot [k_{\text{eff}} \cdot \nabla T - \sum_j h_j \mathbf{J}_j + (\bar{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v})] + S_h \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i + S_i \quad (5)$$

湍流模型采用realizable k - ϵ 模型, k 方程与 ϵ 方程分别为^[16]

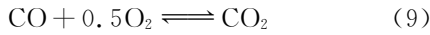
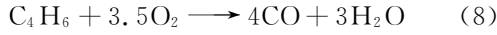
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - 2 \rho \epsilon \frac{k}{a^2} + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (7)$$

1.3 化学反应模型

计算采用的冲压发动机固体燃料为 HTPB, HTPB 的热解产物主要成分为 1-3 丁二烯 C_4H_6 , 计算时不考虑其他热解产物组分^[17].

空气进入燃烧室后, 空气中的 O_2 与 C_4H_6 发生燃烧反应, 采用两方程反应模型^[18-19]



化学反应速率模型采用 EDM(eddy dissipation model, 涡耗散模型). 反应 r 中组分 i 的反应速率为^[20]

$$R_{i,r} = \nu'_{i,r} M_i A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left[\min_R \left[\frac{Y_R}{\nu'_{i,r} M_R} \right], B \frac{\sum_P Y_P}{\sum_j \nu''_{j,r} M_j} \right] \quad (10)$$

式中 A, B 为经验常数, 计算时 A 取 4.0, B 取 0.5.

1.4 燃速计算模型

HTPB 的热解速率与燃料表面的温度有关, 其热解速率符合 Arrhenius 公式^[20]

$$\dot{r} = AT^{-\frac{E}{RT_s}} \quad (11)$$

式中 A 为指前因子, E 为活化能, T_s 为固体燃料表面温度. HTPB 的主要物性参数及热解特性如表 1 所示^[20].

表 1 HTPB 的主要参数

Table 1 Main parameters of HTPB

参数	数值
密度 $\rho / (kg/m^3)$	930
标准生成焓 $H_f^s / (J/kg)$	20 934
指前因子 $A / (m/s), T < 722 K$	3.9640
指前因子 $A / (m/s), T > 722 K$	0.01104
活化能 $E / (J/mol), T < 722 K$	55 803.0
活化能 $E / (J/mol), T > 722 K$	20 523.8

固体燃料冲压发动机燃烧过程边界层示意图如图 3 所示. 取固体燃料壁面区域为控制体, 进出控制体的能量主要包括: 气相区通过对流换热和辐射换热传入控制体的能量 Q_{tot} , 固体药柱通过导热和辐射作用传走的热量 Q_{sol} , 由于燃料退移速率引起的燃料进入控制体的能量 Q_{fuel} , 燃料热解燃气通过对流和扩散作用流出控制体的能量 Q_{pyr} . 对于准稳态的燃烧过程, 有能量守恒方程^[20]

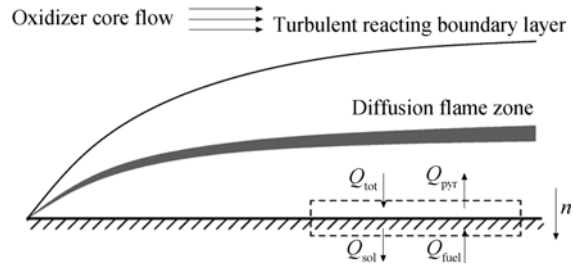


图 3 固体燃料冲压发动机燃烧边界层

Fig. 3 Combustion boundary layer of solid fuel ramjet

$$Q_{tot} - Q_{sol} = Q_{pyr} - Q_{fuel} \quad (12)$$

不考虑辐射作用的影响, 即认为 Q_{rad} 为零, 从而有

$$Q_{tot} = Q_{con} + Q_{rad} = -\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_g \quad (13)$$

式中 n 为流场在药柱壁面处的外法线方向, 以指向流场外部为正.

对固体燃料壁面, 同样忽略控制体对燃料的辐射作用, 其温度分布符合方程^[15]

$$\lambda_f \frac{d^2 T}{dn^2} - \rho_f \dot{r} c_s \frac{dT}{dn} = 0 \quad (14)$$

取药柱初始温度为参考温度 T_{ref} , 气固边界温度为 T_s , 则边界条件为

$$\begin{cases} \text{当 } n = 0 \text{ 时, } T = T_s \\ \text{当 } n = \infty \text{ 时, } T = T_{ref} \end{cases} \quad (15)$$

从而

$$Q_{sol} = -\lambda_f \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_s = \rho_f c_s \dot{r} (T_s - T_{ref}) \quad (16)$$

固体燃料由于燃速作用而进入控制体的能量为 HTPB 在温度 T_s 下的焓

$$Q_{fuel} = \rho_f \dot{r} H_{HTPB}^{T_s} = \rho_f \dot{r} [H_{HTPB}^{T_{ref}} + c_s (T_s - T_{ref})] \quad (17)$$

燃料热解产物流出控制体的能量为 C_4H_6 在温度 T_s 下的焓, 扩散速度和对流速度相比可以忽略不计, 从而

$$Q_{pyr} = \rho_f \dot{r} H_{C_4H_6}^{T_s} = \rho_f \dot{r} [H_{C_4H_6}^{T_{ref}} + c_g (T_s - T_{ref})] \quad (18)$$

将以上各式代入守恒方程式(12)可得

$$\begin{aligned} -\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_g &= \rho_f c_s \dot{r} (T_s - T_{ref}) + \\ &\rho_f \dot{r} [H_{C_4H_6}^{T_{ref}} + c_g (T_s - T_{ref})] - \\ &\rho_f \dot{r} [H_{HTPB}^{T_{ref}} + c_s (T_s - T_{ref})] \end{aligned} \quad (19)$$

从而

$$-\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_g = \rho_f \dot{r} (H_{C_4H_6}^{T_s} - H_{HTPB}^{T_{ref}}) \quad (20)$$

仿真过程中通过式(11)和式(20)迭代计算,

即可计算得到燃速 $\dot{r}$ 及燃料壁面温度 T_s 。根据计算得到的燃速,可计算得到该网格的质量、动量、能量及组分源项。

2 仿真结果与分析

2.1 计算条件

取不同的来流空气流量和空气总温组合开展了仿真,来流空气流量 $\dot{m}_a$ 范围为 0.1~0.3 kg/s,空气总温 T_a 范围为 300~600 K,计算算例如表 2 所示。

表 2 计算算例
Table 2 Computational cases

Case	$\dot{m}_a /$ (kg/s)	T_a / K	Case	$\dot{m}_a /$ (kg/s)	T_a / K
Case 1	0.10	300	Case 9	0.20	600
Case 2	0.10	450	Case 10	0.25	300
Case 3	0.10	600	Case 11	0.25	450
Case 4	0.15	300	Case 12	0.25	600
Case 5	0.15	450	Case 13	0.30	300
Case 6	0.15	600	Case 14	0.30	450
Case 7	0.20	300	Case 15	0.30	600
Case 8	0.20	450			

2.2 结果分析

2.2.1 温度及组分分布

不同来流空气条件下的典型温度分布及氧气质量分数分布图如图 4 和图 5 所示。由图可知,氧气主要集中在燃烧室通道的中心区域,火焰层在通道中心的高氧区与固体燃料壁面之间形成。跨过火焰层,在固体燃料壁面附近,氧气质量分数急剧降低。随着轴向距离的增加,氧气质量分数也不断减小。

对比图 4(a)和图 4(c),随着空气流量的增加,火焰层厚度变薄,并被“挤压”至固体燃料壁面附近。对比图 5(a)和图 5(c),随着空气流量的增加,氧气的扩散度增大,即氧气在燃烧室中的质量分数变化梯度减小;在空气流量和燃料流量同时增加的情况下,氧气在发动机轴线方向的消耗速度随来流空气流量的变化不明显。

对比图 4(b)和图 4(c),随着空气总温的增加,燃烧室内的火焰层厚度略有变厚,补燃室内的高温燃气区域面积明显增加。对比图 5(b)和图 5

(c),随着空气总温的增加,氧气在补燃室轴线方向的消耗速度明显增加,这主要是由于空气总温增加引起燃料燃速增大,燃料流量增大,氧气消耗量加快。图 5(c)中补燃内的氧气质量分数均已很低,与图 4(c)中的大面积高温燃气分布相吻合。

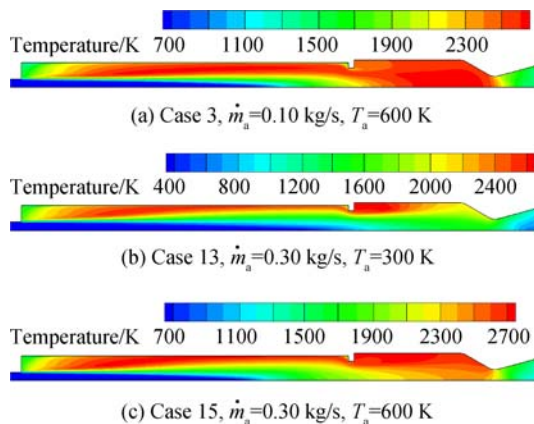


图 4 不同来流空气条件下温度分布

Fig. 4 Temperature contours under different inlet air conditions

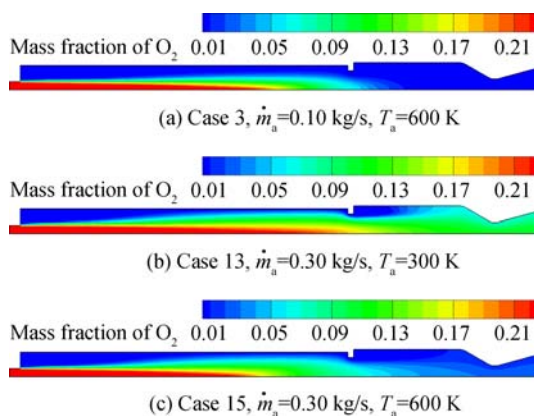


图 5 不同来流空气条件下氧气质量分数分布

Fig. 5 Oxygen mass fraction contours under different inlet air conditions

2.2.2 燃速分布

为验证本文仿真方法的正确性,首先采用 PE 燃料进行仿真,与文献[14]燃速结果进行对比。取空气流量为 0.30 kg/s,空气总温为 300 K,仿真得到燃速 $\dot{r}$ 沿发动机轴线方向的分布如图 6 所示。图 7 所示为文献[14]中试验测量获得的燃速沿发动机轴线方向的分布曲线,图中 $\dot{r}_1$ 为不同轴向位置处的燃速, h/d_p 为突扩比,即补燃室掺混板高度与药柱内径之比,试验所用来流空气流量同样为 0.30 kg/s,燃料为 PE。由图 7 可知,本文仿真

得到的燃速大小及燃速变化趋势均与文献[14]中试验结果吻合较好,验证了仿真方法的正确性。

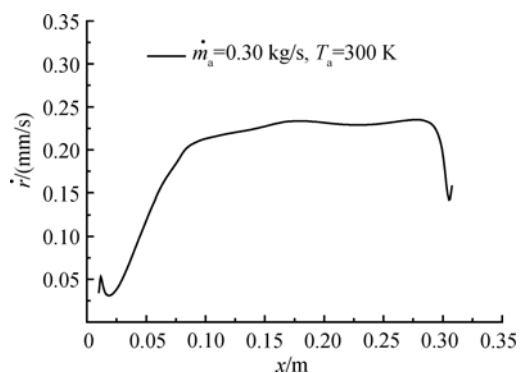


图6 PE燃料冲压发动机燃速沿轴向分布

Fig. 6 Fuel regression rate distribution along axis of PE fuel ramjet

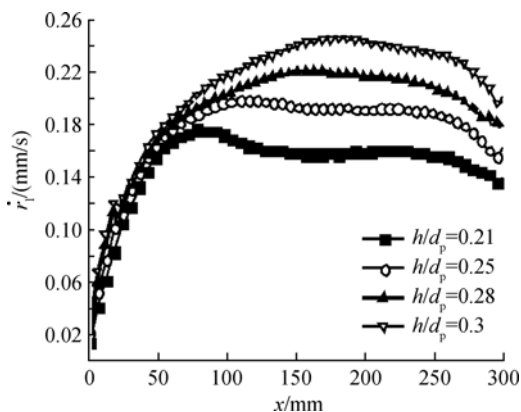


图7 文献[14]来流空气流量为0.30 kg/s时试验燃速沿轴向分布

Fig. 7 Fuel regression rate distribution along axis by experiments with inlet air mass flow rate of 0.30 kg/s in the Ref. [14]

图8和图9所示为不同的来流空气流量和空气总温条件下,燃速沿发动机轴线方向的分布情况。不同条件下的燃速变化趋势基本一致:随着轴向距离的增加,燃速先快速增加,后缓慢增加,最后在靠近补燃室附近迅速减小。由于空气入口通道内径为燃烧室内径的1/3,空气入口附近的氧气及形成的火焰层均离燃料壁面较远,因此燃速较低;随着轴向距离的增加,火焰层快速外移至燃料壁面附近,传至燃料壁面的热量迅速增加,燃速也快速增加;随着轴向距离的进一步增加,火焰层缓慢变薄并逐渐趋于固体壁面,燃速也缓慢增加;到达补燃室附近时,受阻燃层的扰流作用,火焰层向通道快速内缩,燃速急剧降低。同时,随着入口空气流量的增加,可供燃烧反应的氧气量增大,燃

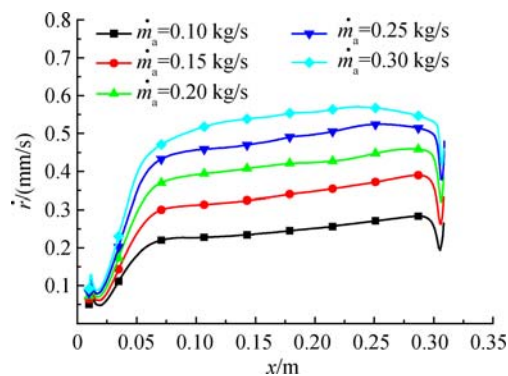


图8 不同来流空气流量下燃速沿轴向分布

($T_a = 600$ K)

Fig. 8 Fuel regression rate distribution along axis under different inlet air mass flow rates

($T_a = 600$ K)

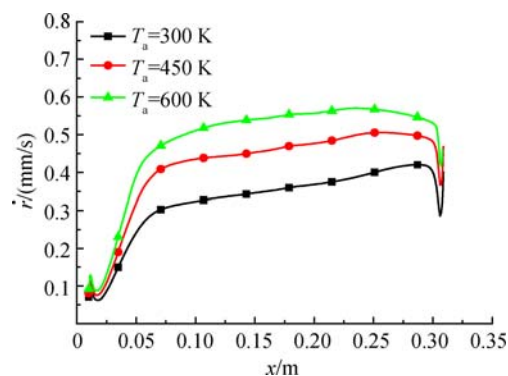


图9 不同来流空气总温下燃速沿轴向分布

($\dot{m}_a = 0.30$ kg/s)

Fig. 9 Fuel regression rate distribution along axis under different inlet air total temperatures

($\dot{m}_a = 0.30$ kg/s)

速增加。随着来流空气总温的增加,燃烧产物温度增加,至燃料壁面的传热量增大,也使燃速增加。

2.2.3 平均燃速分析

研究表明,固体燃料冲压发动机的燃速与空气流量率 G_a (定义为单位通道面积内的氧化剂流量) 的指数次方成正比,也与空气总温的指数次方成正比^[6],即

$$\dot{r} = a \cdot G_a^{n_1} \cdot T_a^{n_2} = a \cdot \left(\frac{\dot{m}_a}{A_p} \right)^{n_1} \cdot T_a^{n_2} \quad (21)$$

在本文中,仿真模型不变,燃烧室通道面积 A_p 不变,从而有

$$\dot{r} = b \cdot \dot{m}_a^{n_1} \cdot T_a^{n_2} \quad (22)$$

不同空气来流条件下仿真得到的燃料平均燃速如表3所示,表中 $\dot{m}_f$ 为燃料流量。

对燃速式(22)两端取对数,有

$$\ln \dot{r} = \ln b + n_1 \ln \dot{m}_a + n_2 \ln T_a \quad (23)$$

由表3中数据,采用最小二乘法进行拟合,可得

$$\dot{r} = 0.0201 \dot{m}_a^{0.7415} T_a^{0.6445} \quad (24)$$

式中燃速 $\dot{r}$ 的单位为 mm/s,来流空气流量单位为 kg/s,来流空气总温单位为 K.

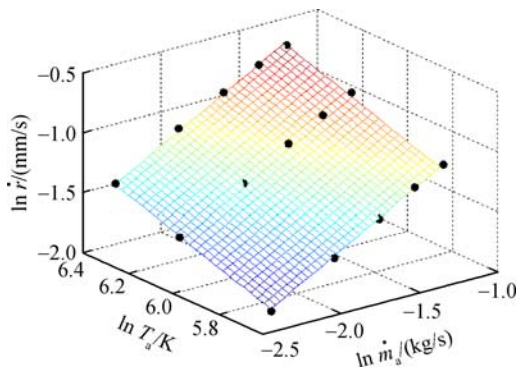
平均燃速随空气流量及空气总温变化的三维分布图及拟合平面如图10所示.由图可知,拟合公式与数据相关性较好.

根据发动机通道面积,可得到燃速与空气流率及空气总温之间的关系式为

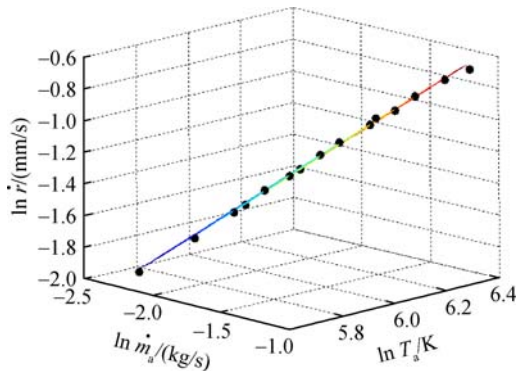
表3 不同来流空气条件下的平均燃速

Table 3 Average fuel regression rate under different inlet air conditions

Case	$\dot{m}_a /$ (kg/s)	T_a / K	$\dot{m}_t /$ (kg/s)	$\dot{r} /$ (mm/s)
Case 1	0.10	300	0.00560	0.142
Case 2	0.10	450	0.00729	0.185
Case 3	0.10	600	0.00892	0.226
Case 4	0.15	300	0.00755	0.191
Case 5	0.15	450	0.00992	0.252
Case 6	0.15	600	0.01221	0.310
Case 7	0.20	300	0.00942	0.239
Case 8	0.20	450	0.01250	0.317
Case 9	0.20	600	0.01494	0.379
Case 10	0.25	300	0.01136	0.288
Case 11	0.25	450	0.01461	0.370
Case 12	0.25	600	0.01736	0.440
Case 13	0.30	300	0.01291	0.327
Case 14	0.30	450	0.01661	0.421
Case 15	0.30	600	0.01927	0.489



(a) 视角一



(b) 视角二

图10 平均燃速分布及拟合平面

Fig. 10 Average fuel regression rate distribution and the fitting plane

$$\dot{r} = 1.6909 \times 10^{-4} G_a^{0.7415} T_a^{0.6445} \quad (25)$$

式中燃速单位为 mm/s,空气流率 G_a 的单位为 $\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$,空气总温单位为 K.

3 结 论

本文建立了考虑化学反应及燃速计算的固体燃料冲压发动机流场数值仿真模型,针对典型的发动机结构,在不同空气来流条件下,仿真获得了发动机流场及燃速分布,主要结论如下:

1) 燃烧室中氧气主要集中在发动机通道中心区域,火焰层在氧气和固体燃料壁面之间形成,随着来流空气流量和空气总温的增加,火焰层厚度变薄并向固体燃料壁面侧移动;

2) 随着发动机轴向距离的增加,燃速先迅速增加后缓慢增加,最后在补燃室附近快速减小,不同空气来流条件下的燃速变化规律基本一致,仿真结果与文献[14]中试验结果吻合较好;

3) 发动机平均燃速随着来流空气总温及发内空气流率的增加而增大,由仿真结果获得的平均燃速拟合公式.

参考文献:

- [1] Krishnan S, George P. Solid fuel ramjet combustor design [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 34(3/4): 219-256.
- [2] Tahsini A M, Farshchi M. Igniter jet dynamics in solid fuel ramjets [J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2/3): 166-175.
- [3] 郭健, 张为华, 夏智勋. 固体燃料冲压发动机飞行性能分析 [J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(2): 10-14.
GUO Jian, ZHANG Weihua, XIA Zhixun. Flight performance analysis of the solid fuel ramjet [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(2): 10-14. (in Chinese)

- [4] Elands P J M, Korting P A O G, Wijchers T. Comparison of combustion experiments and theory in polyethylene solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 732-739.
- [5] Van der Geld C W M, Korting P A O G, Wijchers T. Combustion of PMMA, PE, and PS in a ramjet[J]. Combustion and Flame, 1990, 79(3/4): 299-306.
- [6] Gobbo-Ferreira J, Silva M G, Carvalho J A, Jr. Performance of an experimental polyethylene solid fuel ramjet[J]. Acta Astronautica, 1999, 45(1): 11-18.
- [7] Yang J, Yuh-Yih W C. Solid-fuel regression during ignition transient in a ramjet[J]. Symposium (International) on Combustion, 1994, 25(1): 1603-1608.
- [8] 王宁飞, 刘昶秀, 魏志军. 固体燃料超燃冲压发动机燃速研究进展[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 727-736.
- WANG Ningfei, LIU Changxiu, WEI Zhijun. Review of research on solid fuel regression rate of scramjet combustion [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 727-736. (in Chinese)
- [9] 陈雄, 成红刚, 周长省, 等. 聚乙烯在固体燃料冲压发动机中的燃速影响因素研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(11): 1783-1789.
- CHEN Xiong, CHENG Honggang, ZHOU Zhangsheng, et al. Research on influence of selected factors on burning rate of polyethylene in solid fuel ramjet[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(11): 1783-1789. (in Chinese)
- [10] 刘巍, 杨涛, 程兴华, 等. 固体燃料冲压发动机两种补燃室构型数值分析[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 647-650.
- LIU Wei, YANG Tao, CHENG Xinghua, et al. Numerical analysis on two types of afterburning chamber for solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 647-650. (in Chinese)
- [11] 李泽勇, 郭健, 王振国. 固体燃料冲压发动机燃烧室燃烧特性数值模拟[J]. 弹道学报, 2009, 21(1): 75-78.
- LI Zeyong, GUO Jian, WANG Zhenguo. Numerical simulation of combustion characteristic in combustion chamber of SFRJ[J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(1): 75-78. (in Chinese)
- [12] 谢爱元, 武晓松, 于栋梁. 固体燃料冲压发动机性能预示[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 8-14.
- XIE Aiyuan, WU Xiaosong, YU Dongliang. Prediction model of performance for solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 8-14. (in Chinese)
- [13] 夏强, 武晓松, 陈志刚, 等. PMMA 在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 43-47.
- XIA Qiang, WU Xiaosong, CHEN Zhigang, et al. Numerical simulation for combustion characteristic of PMMA in solid fuel ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1): 43-47. (in Chinese)
- [14] 成红刚, 陈雄, 朱国强, 等. PE 在固体燃料冲压发动机中的燃烧特性实验研究[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(2): 204-208.
- CHENG Honggang, CHEN Xiong, ZHU Guoqiang, et al. Experimental investigation on combustion characteristic of PE in solid fuel ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(2): 204-208. (in Chinese)
- [15] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [16] Shih T, Liou W W, Shabbir A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows[J]. Computers and Fluids, 1995, 24(3): 227-238.
- [17] Chiaverini M J, Harting G C, Lu Y, et al. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[R]. AIAA 97-3078, 1997.
- [18] 李新田, 田辉, 曾鹏, 等. 固液火箭发动机工作过程三维数值仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1398-1404.
- LI Xintian, TIAN Hui, ZENG Peng, et al. Three-dimensional numerical simulation of hybrid rocket motor operation process[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1398-1404. (in Chinese)
- [19] TIAN Hui, LI Xintian, YU Nanjia, et al. Numerical and experimental investigation on the effects of aft mixing chamber diaphragm in hybrid rocket motor[J]. Science China: Technological Sciences, 2013, 56(11): 2721-2731.
- [20] LI Xintian, TIAN Hui, CAI Guobiao. Numerical analysis of fuel regression rate distribution characteristics in hybrid rocket motors with different fuel types[J]. Science China: Technological Sciences, 2013, 56(7): 1807-1817.

(编辑: 王碧琚)