

轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机 数值仿真

李新田¹, 卢鑫¹, 李延成¹, 刘珺怡¹, 张程²

(1. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对一种轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机开展了研究, 分析了该类发动机的燃烧机理, 建立了考虑气-固边界耦合及燃料热解的发动机燃烧流动仿真模型, 对发动机内流场进行了数值仿真. 分析认为: 发动机内存在端面燃烧和侧面燃烧两种燃烧状态, 燃烧状态主要受氧化剂流速的影响. 当氧化剂流速跨越转变速度后, 燃烧状态发生改变. 发动机流场数值仿真结果同样表明: 不同氧化剂流速下发动机内存在上述两种燃烧状态, 仿真得到的转变速度区间与文献试验结果吻合较好.

关 键 词: 轴向喷注; 端面燃烧; 固液火箭发动机; 转变速度; 燃料燃速

中图分类号: V436

文献标志码: A

Numerical simulation of axial-injection end-burning hybrid rocket motor

LI Xin-tian¹, LU Xin¹, LI Yan-cheng¹,

LIU Jun-yi¹, ZHANG Cheng²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology,

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

2. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Numerical simulations of a axial-injection end-burning hybrid rocket motor were conducted. The combustion mechanism of this kind of hybrid rocket motor was studied. The simulation models of combustion and flow were established in consideration of both gas-solid interfacial coupling and solid fuel pyrolysis. Numerical simulations of motor combustion were carried out. Analysis shows that, two combustion models, end-burning and side-burning, exist in the motor, and the combustion models mainly depend on the oxidizer velocity. The combustion models change when the oxidizer velocity exceeds the transition velocity. Numerical simulation results also validate the existence of the two combustion models under different oxidizer velocities, and the range of transition velocity matches well with the experimental results in reference.

Key words: axial-injection; end-burning; hybrid rocket motor; transition velocity; fuel regression rate

固液火箭发动机具有安全性好、可推力调节和多次起动、推进剂种类多、成本低等优点, 近年

来成为推进技术发展的热点方向, 在探空火箭、大型助推、亚轨道载人飞船等领域有着广阔的应用

前景。“太空船一号”和“太空船二号”是固液火箭发动机具有代表性的应用^[1-3]。

典型的固液火箭发动机工作过程中,氧化剂经喷注器喷入固体药柱通道,在药柱侧壁面附近形成扩散火焰层,药柱的燃烧属于侧面燃烧。由于药柱的通道面积和燃烧面积均随时间变化,燃速、氧燃比及发动机推力等参数在工作过程中均难以维持恒定。为改善固液火箭发动机的上述缺点,有关研究者提出了端面燃烧固液火箭发动机设计方案^[4-11],其中轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机就是其中的一种^[10-11]。

轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机是一种发动机结构形式,其氧化剂通过药柱轴线方向上的多个细小的喷注孔进入发动机燃烧室,当喷注孔足够小,氧化剂流速足够高时,燃烧仅发生在药柱端面而不会扩散至喷注孔内。国外有少量学者对轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机进行了初步研究,Matsuoka 和 Hashimoto 等人对 PMMA (polymethyl methacrylate, 聚甲基丙烯酸甲酯)管形药柱结构的燃烧形态及火焰传播机理开展了试验研究^[10-11]。国内对于该类发动机的研究还鲜见公开报道。本文对轴向喷注端面燃烧固液火箭发动机的燃烧机理进行了分析,对考虑化学反应和药柱气固边界耦合的发动机流场开展了数值仿真,分析了不同条件下发动机的燃烧特性,为该类发动机的后续研究和应用奠定基础。

1 发动机燃烧机理

端面燃烧固液火箭发动机(下文简称端燃固液火箭发动机)的主要类型有轴向喷注型、径向喷注型和旋流喷注型等,其中轴向喷注端燃固液火箭发动机的燃烧机理与常规固液火箭发动机相比有较大差异。轴向喷注端燃固液火箭发动机的氧化剂从药柱中沿轴线方向的小孔喷入药柱后端的燃烧室,在一定条件下燃烧只发生在药柱端面,其示意图如图 1 所示。机理研究中氧化剂通常选为气相,如 GOX(gaseous oxygen, 气氧)。发动机中的火焰形态受到氧化剂流速 u_o 等因素的影响。而氧化剂流速 u_o 又与氧化剂流量 $\dot{m}_o$ 、喷注孔直径 d 、喷注孔数 n_o 及燃烧室压力 p_c 有关。

Matsuoka 和 Hashimoto 等人对 PMMA 管形药柱结构的燃烧形态及火焰传播机理开展了试验研究^[10-11]。当喷注孔内的氧化剂流速较低时,火焰会快速传播至药柱通道内,形成侧面燃烧;当氧化剂流速大于某一值时,由于氧化剂和燃料的停

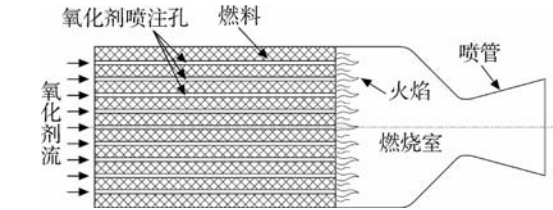


图 1 轴向喷注端面燃固液火箭发动机结构示意图
Fig. 1 Axial-injection end-burning hybrid rocket motor scheme

留时间不足以维持其燃烧,药柱通道中的火焰存在吹熄现象,燃烧火焰被稳定在喷注孔出口的药柱端面,或仅能缓慢向孔内传播,形成端面燃烧。

将这两种燃烧状态发生转变的氧化剂流速定义为转变速度 $u_{o,t}$ 。转变速度 $u_{o,t}$ 代表在药柱通道中产生吹熄现象的最小氧化剂流速。Hashimoto 等人的研究表明,摩擦速度 u_* 可作为吹熄现象的评判指标。 u_* 是湍流中衡量动量转换的重要参数,可表示为

$$u_* = \sqrt{u'v'} \tag{1}$$

其中 u' 和 v' 分别为顺流方向及流动法向的脉动量。采用布拉修斯(Blasius)公式可将 u_* 表示为

$$u_* = 0.1989u_o^{7/8} \left(\frac{\mu}{\rho d} \right)^{1/8} \tag{2}$$

根据上式可推导得到临界摩擦速度 $u_{*,c}$ 下的转变速度 $u_{o,t}$

$$u_{o,t} = \left(\frac{u_{*,c}^8 \rho d M_o}{2.445 \times 10^{-6} \mu RT} \right)^{1/7} \tag{3}$$

Hashimoto 等人的试验研究表明,当燃烧室压力从 0.5~4 MPa 变化,喷注孔直径从 0.5~3.0 mm 变化时,临界摩擦速度值均在 1.2 m/s 附近,转变速度 $u_{o,t}$ 的范围约为 15~25 m/s,如图 2 所示^[11]。由于受指数 1/7 的影响,燃烧室压力和

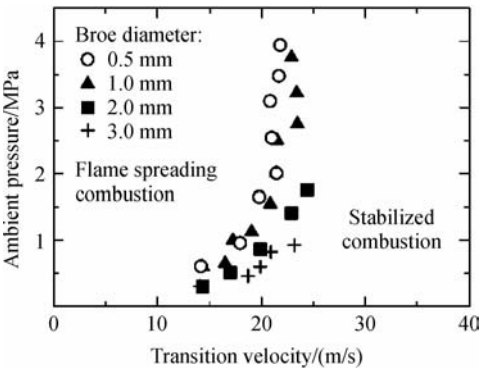


图 2 转变速度随环境压力及直径的变化
Fig. 2 Transition velocity of different ambient pressures and diameters

喷注孔直径对转变速度的影响并不显著,因此本文进行燃烧状态对比时不考虑燃烧室压力和喷注孔直径的影响。

2 数值仿真模型

气相控制方程采用二维轴对称 N-S 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^[1]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = S_m \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = \\ -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left\{ r \mu \left[2 \cdot \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} + \\ \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = \\ -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] + \\ \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left\{ r \mu \left[2 \cdot \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} - \\ 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \cdot \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \rho \frac{v_z^2}{r} + F_r \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] =$$

$$\nabla \cdot [k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \mathbf{J}_j + (\bar{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v})] + S_h \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i + S_i \quad (8)$$

湍流模型采用 realizable k - ϵ 模型, k 方程与 ϵ 方程分别为^[12]

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ G_k + G_b - \rho \epsilon - 2 \rho \epsilon \frac{k}{a^2} + S_k \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \end{aligned} \quad (10)$$

计算选用的推进剂组合为 GOX/HTPB(hydroxyl terminated polybutadiene, 端羟基聚丁二烯). 固体燃料 HTPB 在燃气热流的作用下进行热解, HTPB 热解产物主要成分为 1-3 丁二烯 C_4H_6 , 计算中不考虑其他热解产物组分。

气固边界耦合考虑 HTPB 的热解, 其热解速率与燃料表面温度有关, 符合 Arrhenius 公式^[13]

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

对于固体燃料气固边界, 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, 进出控制体的能量守恒^[14]

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

不考虑辐射作用对热流的影响, 即认为 Q_{rad} 为零, 从而有

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

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内部的辐射作用, 分析可知其温度分布符合方程^[14]

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

取药柱初始温度为参考温度 T_{ref} , 气固边界温度为 T_s , 则方程满足边界条件

$$\begin{cases} T = T_s & \text{当 } n = 0 \text{ 时} \\ T = T_{\text{ref}} & \text{当 } n = \infty \text{ 时} \end{cases}$$

从而

$$Q_{\text{sol}} = -\lambda_f \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_s = \rho_f c_s \dot{r} (T_s - T_{\text{ref}}) \quad (15)$$

固体燃料由于燃速作用进入控制体的能量为 HTPB 在温度 T_s 下的焓

$$\begin{aligned} Q_{\text{fuel}} = \rho_f \dot{r} H_{\text{HTPB}}^{T_s} = \\ \rho_f \dot{r} [H_{\text{HTPB}}^{T_{\text{ref}}} + c_s (T_s - T_{\text{ref}})] \end{aligned} \quad (16)$$

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

$$\begin{aligned} Q_{\text{pyr}} = \rho_f \dot{r} H_{C_4H_6}^{T_s} = \\ \rho_f \dot{r} [H_{C_4H_6}^{T_{\text{ref}}} + c_g (T_s - T_{\text{ref}})] \end{aligned} \quad (17)$$

将以上各式代入守恒方程式(12)可得

$$\begin{aligned} -\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_g = \rho_f c_s \dot{r} (T_s - T_{\text{ref}}) + \\ \rho_f \dot{r} [H_{C_4H_6}^{T_{\text{ref}}} + c_g (T_s - T_{\text{ref}})] - \\ \rho_f \dot{r} [H_{\text{HTPB}}^{T_{\text{ref}}} + c_s (T_s - T_{\text{ref}})] \end{aligned} \quad (18)$$

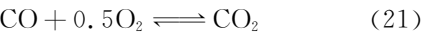
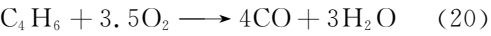
从而

$$-\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_g = \rho_f \dot{r} (H_{C_4H_6}^{T_s} - H_{\text{HTPB}}^{T_{\text{ref}}}) \quad (19)$$

仿真过程中通过式(11)和式(19)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,各源项以 UDF (user-defined functions, 用户自定义函数) 的形式加入到计算流场中^[15-18].

C_4H_6 与 O_2 的燃烧采用两方程反应模型^[16]



化学反应速率可以采用 EDM(eddy dissipation model, 涡耗散模型). 反应 r 中组分 i 的反应速率为^[14]

$$R_{i,r} = \nu'_{i,r} M_i A \rho \frac{\epsilon}{k} \min \left(\min_R \left(\frac{Y_R}{\nu'_{i,r} M_R} \right), B \frac{\sum_P Y_P}{\sum_j \nu'_{j,r} M_j} \right) \quad (22)$$

式中 A, B 为经验常数, 计算中 A 取 4.0, B 取 0.5.

3 仿真结果分析

3.1 仿真条件

仿真采用的发动机结构主要由药柱喷注孔、燃烧室和不含扩张段的喷管组成. 发动机只含一个喷注孔, 采用二维轴对称模型, 计算域采用结构化网格, 如图 3 所示. 喷注孔直径 d 和喷管喉径 d_t 在不同的算例中选取不同的值.

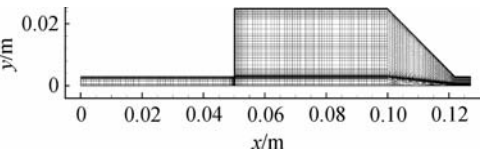


图 3 仿真模型计算域网格

Fig. 3 Computational domain mesh of the simulation model

氧化剂入口在药柱喷注孔前端, 采用流量入口边界条件, O_2 流量为 6 g/s, 温度为 300 K; 药柱中喷注孔侧壁面及药柱端面均为燃料边界, 燃速及燃料流量通过 UDF 计算得到; 燃烧室和喷管壁面采用无滑移边界条件; 喷管出口边界条件由内流场外推得到. 通过改变 d 和 d_t , 可以得到喷注孔中不同的氧化剂流速, 从而得到不同的仿真工况.

3.2 结果分析

分别取 d 为 2, 4 mm 和 6 mm, 喷管喉径 d_t 为 4 mm 和 6 mm, 以获得不同的氧化剂流速, 通过仿真计算得到流场参数分布, 并对比各工况下的仿

真结果.

图 4~图 9 所示为不同工况下发动机内的温度分布云图, 表 1 中对比了 6 种工况下喷注孔入口的氧化剂流速及相应的燃烧状态. 从图示结果和表中数据可知, 当喷注孔直径为 2 mm 和 4 mm 时, 氧化剂流速较高 (59.8~193.7 m/s), 这时火焰层只在燃烧室内形成; 当喷注孔直径增大至 6 mm 时, 氧化剂流速较低 (15.7~33.3 m/s), 这时火焰层已扩展至药柱的氧化剂喷注孔内部. 由此可知, 转变速度的范围为 33.3~59.8 m/s.

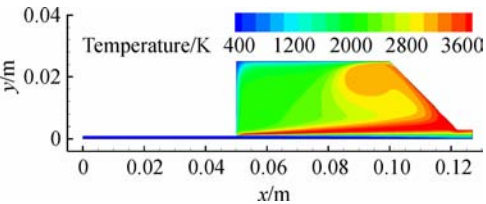


图 4 发动机内温度分布云图 ($d=2\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

Fig. 4 Temperature contours of the motor ($d=2\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

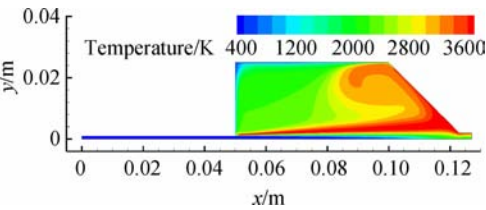


图 5 发动机内温度分布云图 ($d=2\text{ mm}$, $d_t=4\text{ mm}$)

Fig. 5 Temperature contours of the motor ($d=2\text{ mm}$, $d_t=4\text{ mm}$)

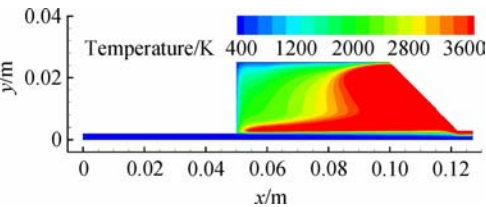


图 6 发动机内温度分布云图 ($d=4\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

Fig. 6 Temperature contours of the motor ($d=4\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

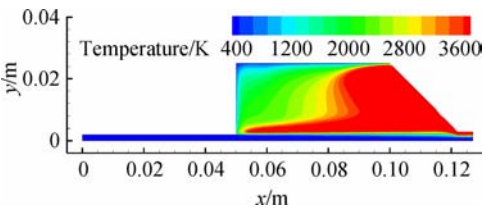


图 7 发动机内温度分布云图 ($d=4\text{ mm}$, $d_t=4\text{ mm}$)

Fig. 7 Temperature contours of the motor ($d=4\text{ mm}$, $d_t=4\text{ mm}$)

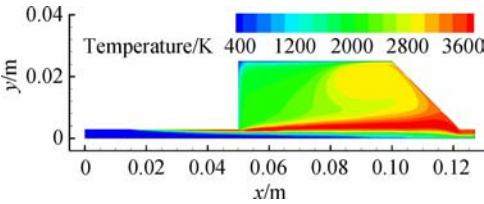


图 8 发动机内温度分布云图($d=6\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

Fig. 8 Temperature contours of the motor
($d=6\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

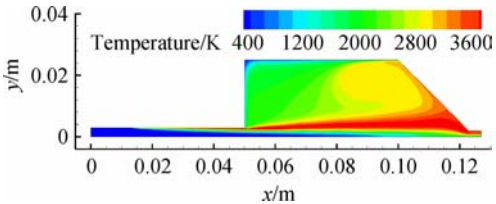


图 9 发动机内温度分布云图($d=2\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

Fig. 9 Temperature contours of the motor
($d=2\text{ mm}$, $d_t=6\text{ mm}$)

表 1 不同工况下氧化剂流速及燃烧状态

Table 1 Oxidizer velocity and combustion model of different cases

序号	喷注孔直径 d/mm	喷管喉径 d_t/mm	燃烧室压力 p_c/MPa	氧化剂流速 $u_o/(\text{m/s})$	燃烧状态
1	2	6	0.331	193.7	端面燃烧
2	2	4	0.875	146.9	端面燃烧
3	4	6	0.264	130.4	端面燃烧
4	4	4	0.620	59.2	端面燃烧
5	6	6	0.440	34.2	侧面燃烧
6	6	4	1.031	15.8	侧面燃烧

通过开展考虑气-固边界耦合及燃料热解过程的数值仿真,同样得到了发动机的两种燃烧状态,仿真得到的转变速度 $u_{o,t}$ 范围与文献[11]中试验结果较为接近.但由于本文仿真所用的 HT-PB 药柱与文献[11]中试验所用的 PMMA 药柱成分不同,同时仿真用的燃料热解模型、燃烧反应模型相比实际工作过程有所简化,因此转变速度的具体数值与文献[11]相比存在一定差异.

4 结 论

本文针对一种轴向喷注端燃固液火箭发动机开展了初步研究,分析了轴向喷注端燃发动机的燃烧机理,对这种发动机的燃烧流动过程进行了数值仿真,主要结论如下:

- 1) 燃烧机理分析表明,发动机内存在端面燃烧和侧面燃烧两种燃烧状态,燃烧状态主要受氧化剂流速的影响.跨越转变速度后,燃烧状态发生改变.
- 2) 建立了考虑气-固边界耦合及燃料热解的发动机燃烧流动仿真模型,仿真结果同样表明存在上述两种燃烧状态,获得的转变速度范围与文献[11]中的试验结果较接近.
- 本文的仿真分析为一种轴向喷注端燃固液火箭发动机的发展和应用奠定了基础.

参考文献:

[1] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2006.

[2] Jose S. SpaceDev overview[R]. AIAA-2006-7290, 2006.

[3] Larsen C R. Development of guide to commercial space transportation reusable launch vehicle operations & maintenance[R]. AIAA 2005-6795, 2005.

[4] Caravella J R, Jr, Heister S D, Wernimont E J. Characterization of fuel regression in a radial flow hybrid rocket[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 51-56.

[5] Knuth W H, Quavering M J, Gramer D J, et al. Experimental investigation of a vortex-driven high-regression rate hybrid rocket engine[R]. AIAA 98-3507, 1998.

[6] Knuth W H, Chiaverini M J, Gramer D J, et al. Solid-fuel regression rate and combustion behavior of vortices hybrid rocket engines[R]. AIAA 99-2318, 1999.

[7] Knuth W H, Chiaverini M J, Sauer J A, et al. Solid-fuel regression rate behavior of vortex hybrid rocket engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 600-609.

[8] Knuth W J, Gramer D J, Chiaverini M J, et al. Preliminary CFD analysis of the vortex hybrid rocket chamber and nozzle flow field[R]. AIAA 98-3351, 1998.

[9] Majdalani J, Vyas A B. Rotational axisymmetric mean flow for the vortex injection hybrid rocket engine[R]. AIAA-2004-3475, 2004.

[10] Matsuoka T, Nagata H. Combustion characteristics of the

- end burning hybrid rockets in laminar flow[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 68(1/2):197-203.
- [11] Hashimoto N, Nagata H, Totani T, et al. Determining factor for the blowoff limit of a flame spreading in an opposed turbulent flow, in a narrow solid-fuel duct[J]. *Combustion and Flame*, 2006, 147(3):222-232.
- [12] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows: model development and validation[J]. *Computers Fluids*, 1995, 24(3):227-238.
- [13] Cohen N S, Fleming R W, Derr R L. Role of binders in solid propellant combustion[J]. *AIAA Journal*, 1974, 12(2):212-218.
- [14] LI Xintian, TIAN Hui, CAI Guobiao. Numerical analysis of fuel regression rate distribution characteristics of hybrid rocket motor with different fuel types[J]. *Science China Technological Sciences*, 2013, 56(7):1807-1817.
- [15] 谢侃, 王—白, 刘宇. 固体火箭发动机气动喉部非定常过程[J]. *推进技术*, 2011, 32(1):103-108.
- XIE Kan, WANG Yibai, LIU Yu. Unsteady process of aerodynamic throat for solid rocket motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1):103-108. (in Chinese)
- [16] Venkateswaran S, Merkle C L. Size scale-up in hybrid rocket motors[R]. AIAA 96-0647, 1996.
- [17] 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.
- [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)

(编辑:王碧琚)