

文章编号:1000-8055(2013)11-2621-06

药柱含扰流板 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机 两相流数值计算

王鹏飞, 田 辉, 俞南嘉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了药柱中添加扰流板对固液火箭发动机燃烧性能的影响, 以北京航空航天大学 $\phi 100\text{ mm}$ 标准固液火箭发动机为计算模型, 针对 $98\% \text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ (过氧化氢/端羟基聚丁二烯) 推进剂组合, 采用二维轴对称气液两相模型计算了不同药柱位置、不同孔径尺寸的扰流板对固液火箭发动机燃烧性能的影响. 结果表明: 孔径尺寸更小的扰流板且置扰流板于药柱长度的 $50\% \sim 70\%$ 时, 平均燃料退移速率最大, 燃烧效率最高, 这将为扰流板设计提供理论依据.

关 键 词: 固液火箭发动机; 扰流板; 药柱; 数值计算; 两相流
中图分类号: V436 **文献标志码:** A

Two-phase flow numerical calculation of $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ hybrid rocket engine with diaphragm in grain

WANG Peng-fei, TIAN Hui, YU Nan-jia, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The effect of diaphragm in grain on combustion performance of hybrid rocket engine was studied. The standard $\phi 100\text{ mm}$ hybrid rocket engine of Beijing University of Aeronautics and Astronautics was selected as a computational model, and 98% hydrogen peroxide (H_2O_2) /hydroxyl terminated polybutadiene (HTPB) was combined as propellant; different hole diameters of diaphragm setting at different grain positions were computed by 2-D axial symmetry and gas-liquid two-phase flow model. The results show that smaller diameter of diaphragm hole and the diaphragm setting at positions ranging from 50% to 70% of grain length can obtain the largest averaged regression rate of fuel and the highest combustion efficiency. This conclusion will provide a theory evidence for design of the diaphragm.

Key words: hybrid rocket engine; diaphragm; grain; numerical calculation;
two-phase flow

固液混合火箭发动机是以固体燃料和液体氧化剂为组合的推进装置, 与传统的固体或液体火箭发动机相比, 具有结构简单、流量易调、可多次起动和经济性能好等优点, 近些年引起国内外相关学者和单位的注意^[1]. 固液火箭发动机具备上述优点的同时也有自身的不足, 如燃料退移速率

小、工作过程中氧燃比变化和燃烧效率低等^[1-3]. 针对燃烧效率低这一缺点研究者们做了大量的工作, 研究表明氧化剂和燃料不能充分地混合是其最主要的原因^[2]. 为了促进氧化剂和燃料的充分混合, 学者们采取了大量的措施, 其中 Marxman 提出的扰流板方案是最有效的措施之一^[4].

收稿日期: 2012-10-26

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.029.html>

作者简介: 王鹏飞(1988—), 男, 内蒙古赤峰人, 博士生, 主要从事固液火箭发动机技术研究.

Grosse 等人最早进行了试验研究,试验是在氧化亚氮和石蜡为推进剂组合的试验发动机上进行的,研究表明添加扰流板对燃烧效率提高明显,可从 76% 提高到 95%^[5-7]. Kim 等人在用气氧和石蜡为推进剂组合的混合发动机上进行了扰流研究,认为扰流板使板的湍流黏性增大,推进剂能够和燃气充分混合是促使燃烧效率增加的根本原因^[8].

本文以北京航空航天大学 $\phi 100\text{ mm}$ 标准固液火箭发动机为计算模型,选取 98% $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 为推进剂组合,以软件 FLUENT 加之二次开发的 UDF(user-defined function)为计算平台,利用二维轴对称的 N-S 方程计算了在药柱不同位置添加不同孔径的扰流板对燃料退移速率与发动机性能的影响. 相关文献研究表明纯气相计算得到的燃烧效率、燃烧温度和平均燃料退移速率等参数较实际值偏高^[9-10],而气液两相计算得到的相应参数与试验值更接近,所以本文所有计算皆基于气液两相模型,且考虑了 H_2O_2 液滴与气相的相互耦合作用.

1 数理模型与边界条件

1.1 数理模型

1.1.1 控制方程

气相控制方程是二维轴对称 N-S 方程的通式

$$\frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \Phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial (r \rho v \Phi)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right) + S_\Phi$$

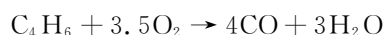
其中 Φ 为通用变量, Γ 为扩散系数, S_Φ 为源相.

1.1.2 基本假设

固液火箭发动机燃烧是三维多相非稳态的复杂物理化学过程,为简化计算对模型作如下的假设:①燃烧和流动为准定常,轴对称;②燃烧室内的气体为理想气体;③液滴成分单一,都呈球状,且忽略它们之间的作用;④只考虑液滴与周围气体间的阻力,忽略其他力的作用;⑤忽略辐射换热^[11].

1.1.3 化学反应模型

美国的 Chiaverini 等人利用气相色谱仪和质谱仪测出不同热解温度下 HTPB 的热解产物及其含量,测量结果表明 1,3 丁二烯是其主要的热解产物^[12],所以计算中假设燃料全部热解为 1,3 丁二烯. 热解产物 1,3 丁二烯与 H_2O_2 分解的 O_2 发生化学反应,为简化燃烧模型,仅考虑两步反应^[8].



固液火箭发动机中的燃烧属于典型的扩散燃烧,化学反应速率主要受燃料和氧化剂气体的湍流扩散过程控制. 涡耗散模型认为反应速率决定于湍流扩散混合速度,忽略分子输运和化学动力过程的作用,其还决定于反应物和生成物质的量浓度,因此,采用涡耗散模型^[13]来计算化学反应速率. 化学反应速率取下面两式中的较小值:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\epsilon}{k} \min \left\{ \frac{Y_R}{v'_{R,r} M_{w,i}} \right\}$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\epsilon}{k} \frac{\sum_P Y_P}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}}$$

其中 R 代表反应物, P 代表生成物,式中的 $A=4.0$, $B=0.5$,其他符号参见文献^[13].

1.1.4 HTPB 热解模型

相关实验研究表明,HTPB 的燃料退移速率和气化表面温度的关系式符合 Arrhenius 公式^[12]

$$\dot{r} = A \exp \left\{ -\frac{E_a}{R_u T_s} \right\}$$

其中 A 是指前因子, E_a 是活化能, R_u 是通用气体常数. 对于纯 HTPB,当气化表面温度 $T_s > 722\text{ K}$ 时, $A=11.04\text{ mm/s}$, $E_a=20.5\text{ kJ/mol}$; 当 $T_s < 722\text{ K}$ 时, $A=3965\text{ mm/s}$, $E_a=55.8\text{ kJ/mol}$.

1.1.5 气-固耦合模型

气相和固相分界面处于能量平衡和质量平衡. 忽略辐射热流,假设固相内部为一维导热,则气相-固相分界面的平衡方程可以简化为^[14]

$$-\kappa_g \frac{\partial T}{\partial r} = \rho_s \dot{r} (h_g^{T_s} - h_s^{T_0})$$

气相和固相的质量平衡关系为

$$\rho_g v = -\rho_s \dot{r}$$

其中 κ_g 为燃料气体导热系数; ρ_s 为燃料密度; $h_g^{T_s}$ 为壁面温度下固体燃料气相产物的焓; $h_s^{T_0}$ 为燃料初温下固相的焓; ρ_g 为燃料气相密度; v 为燃料气相速度.

1.1.6 液滴运动模型

仅考虑液滴在运动中受到的气动阻力,则液滴的运动方程为

$$\frac{du_p}{dt} = F_d(u - u_p)$$

其中

$$F_d = \frac{3}{4} \frac{C_d \mu Re}{\rho_p u_p^2}$$

$$Re = \frac{\rho_d u_p |u_p - u|}{\mu}$$

式中 u 是气相速度; u_p 是液滴速度; d_p 是液滴直径; μ 是气相动力黏度; C_d 是阻力系数.

1.1.7 液滴蒸发模型

假设液滴温度等于液滴的沸点, 则蒸发速率为

$$\frac{d(d_p)}{dt} = \frac{4\kappa_\infty}{\rho_p c_{p,\infty} d_p} (1 + 0.23 \sqrt{Re_p}) \cdot \ln \left[1 + \frac{c_{p,\infty} (T_\infty - T_p)}{h_{fg}} \right]$$

其中 κ_∞ 为燃气气体导热系数; $c_{p,\infty}$ 为气体的比定压热容; h_{fg} 为蒸发潜热; T_∞ 为环境温度; T_p 为液滴温度; Re_p 为液滴的雷诺数.

1.1.8 液滴与气相的相互作用

液滴与气相的相互作用是通过气相方程中的源相互耦合, 其耦合过程见图 1.

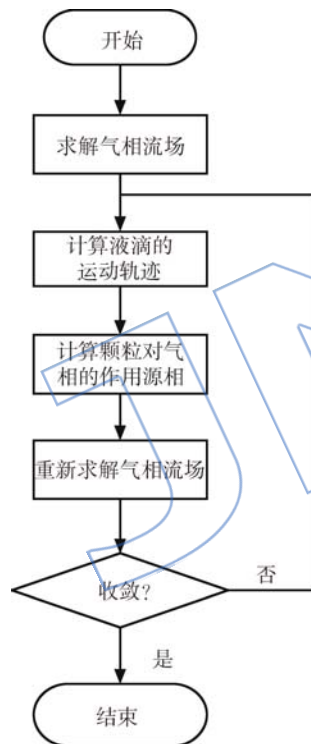


图 1 液滴与气相耦合过程

Fig. 1 Couple procedure of liquid drop and gaseous phase

另外, 计算所采用的湍流模型为 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型^[15], 流场求解采用的是 coupled 算法.

1.2 边界条件

1.2.1 氧化剂入口

认为氧化剂从喷注器喷入燃烧室头部时, 全部雾化为等直径的球状小液滴, 初温、流量、液滴直径和喷注速度已知, 分别为 300 K, 0.2 kg/s, 75 μ m 和 15 m/s, 喷注方向为轴向.

1.2.2 固体壁面

速度采用无滑移条件, 温度采用绝热壁面条件, 即

$$u = 0 \quad v = 0 \quad \frac{\partial p}{\partial n} = 0$$

$$\frac{\partial c_s}{\partial n} = 0 \quad k = 0 \quad \epsilon = 0$$

其中 c_s 为物质的量浓度.

1.2.3 轴对称边界

在对称轴边界条件上, 没有通量传递, 即

$$v = 0 \quad \frac{\partial u}{\partial r} = 0 \quad \frac{\partial p}{\partial r} = 0 \quad \frac{\partial T}{\partial r} = 0$$

$$\frac{\partial Y_s}{\partial r} = 0 \quad \frac{\partial k}{\partial r} = 0 \quad \frac{\partial \epsilon}{\partial r} = 0$$

1.2.4 喷管出口

喷管出口流动为超声速, 无需给定边界条件, 其参数利用外推得到.

1.2.5 固体燃料壁面

固体燃料的质量、动量和能量以源相的形式加入到控制方程中, 通过气相与固相耦合得到其数值.

2 几何模型

发动机主要由前燃室、药柱、后燃室、喷管和扰流板几部分组成, 其中药柱为管形装药, 扰流板为环形结构. 发动机结构如图 2 所示, 其参数如表 1 所示.

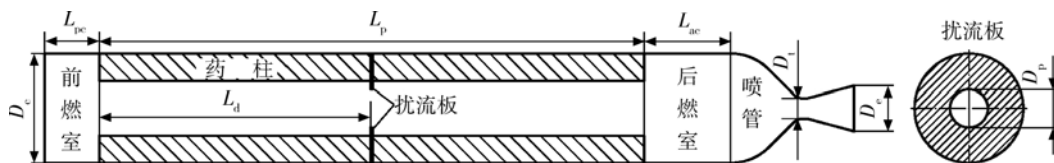


图 2 发动机结构图

Fig. 2 Frame of engine structure

表1 发动机结构参数

Table 1 Parameters of engine structure

参数	数值/mm
前燃室长度 L_{pc}	50
药柱长度 L_p	500
后燃室长度 L_{ac}	80
喷管喉部直径 D_t	19
喷管出口直径 D_e	42

3 计算结果与分析

3.1 计算工况

为了对比有无扰流板对燃烧性能的影响,首先计算了无扰流板的工况;其次,为了得到药柱中有扰流板对发动机燃料退移速率和燃烧性能的影响,参考文献[6]的因素水平设计方法,研究扰流板在药柱所处的位置 $\lambda_d = L_d/L_p$ 和扰流板孔径的大小 $\epsilon_d = A_d/A_t$ 两个因素.其中 λ_d 包含5个水平, ϵ_d 包含4个水平, A_d 为药柱内孔面积, A_t 为喷管喉部面积.值得注意的是在设计扰流板时,不能单纯地为增大平均燃料退移速率而不断地减小扰流板孔径的大小,因为当 A_d/A_t 小于一定的值时,扰流板前、后的燃烧室压力会不相等,致使发动机的性能大幅降低,通常设计时应该保证 $A_d/A_t > 1$. 具体参数如表2所示.

表2 药柱含扰流板试验的因素与水平

Table 2 Factor and level for test of diaphragm in grain

因素	水平
λ_d	0.24, 0.33, 0.50, 0.70, 1.00
ϵ_d	1.5, 2.0, 2.5, 3.0

3.2 结果分析

图3为无扰流板和 $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$ 工况的流线对比.从图可知,有扰流板使流场内出现节流突扩,燃气经过节流后,速度增加,而突扩会对燃气产生卷吸作用,形成旋涡,使燃料与氧化剂混合

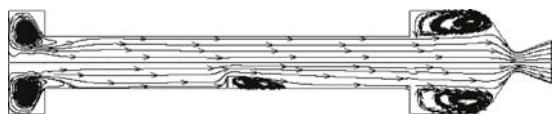
图3 无扰流板和 $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$ 工况的流线对比

Fig. 3 Streamline comparison of no diaphragm

and $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$

得更加充分,进而提高了燃烧效率.

图4为无扰流板和 $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$ 工况的温度云图.由图可以看出,扰流板对板前的温度分布没有影响,而对板后的燃烧产生了很大的影响,使燃烧区域变厚且向轴向靠近,后燃室的温度提高,喷管入口处温度分布更加均匀.由于这些影响,有扰流板比无扰流板的燃烧更加充分,更多的化学能转化为热能,提高了燃烧效率,但后燃室的温度提升对热防护提出了更高的要求,设计时需要额外的考虑.

图4 无扰流板和 $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$ 工况的温度云图Fig. 4 Temperature contour of no diaphragm and $\epsilon_d = 2.0, \lambda_d = 0.5$

图5为 $\epsilon_d = 2.0$ 时药柱不同位置有扰流板的燃料退移速率沿轴向分布.由图可知,有扰流板后燃料退移速率被明显地分成两部分.扰流板主要影响其附近的上游区域和整个下游区域,上游的其他部分未受到影响.扰流板附近的上游燃料退移速率迅速降低直至扰流板处,这主要是由于在扰流板附近温度分布向轴向靠近,远离药柱表面,对流换热量降低,燃料退移速率降低;扰流板的下游区域,燃料退移速率迅速提升达到最大值后逐渐降低最后趋于平稳,出现这种趋势的原因是扰流板后的旋涡对燃气的卷吸作用,旋涡增大了燃气分子的路程,延长了其在扰流板附近的停留时

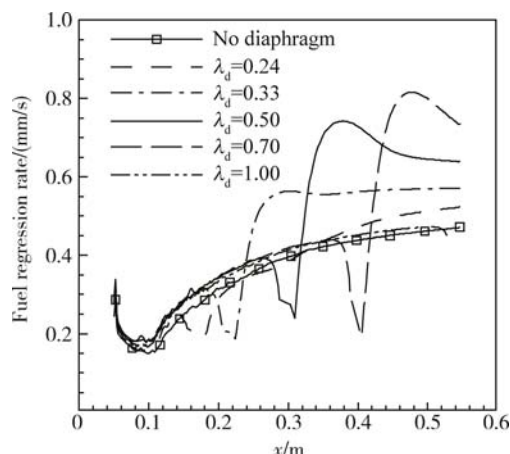
图5 $\epsilon_d = 2.0$ 时燃料退移速率沿轴向分布

Fig. 5 Axial distribution of fuel regression rate

for $\epsilon_d = 2.0$

间,使燃气混合更加均匀,燃烧更加充分,提高了燃烧温度,增大了燃料退移速率,随着旋涡的消失,卷吸作用降低,燃料退移速率趋于平稳,但仍高于板前燃料退移速率。

另外,从图 5 还可以看出,随着扰流板的后移,燃料退移速率的最大值也随之增大。而扰流板置于药柱前部和较后时效果不明显,当扰流板比较靠前时,扰流板后的旋涡影响范围有限,对靠后的药柱传热影响很小;当扰流板比较靠后时,旋涡将形成在后燃室中,其比起后燃室的更大旋涡,作用很小。

图 6 为 $\lambda_d = 0.24$ 时添加不同孔径扰流板对燃料退移速率沿轴向分布的影响。由图可知,随着扰流板孔径的增大,对燃料退移速率分布的影响越来越小。产生此结果的原因为扰流板的孔径越小,燃气的速度越大,扰流板产生的旋涡越大,进而对流换热热量越大,燃料退移速率越大。

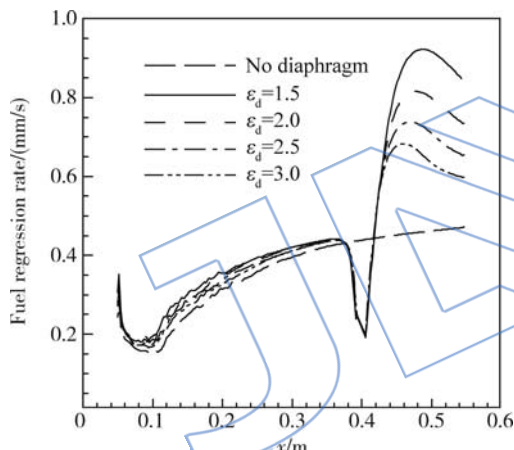


图 6 $\lambda_d = 0.70$ 时燃料退移速率沿轴向分布

Fig. 6 Axial distribution of fuel regression rate for $\lambda_d = 0.70$

图 7 为不同工况下的平均燃料退移速率分布。计算得到无扰流板的平均燃料退移速率为 0.31 mm/s ,由图可知多个工况添加扰流板后平均燃料退移速率均有提高,最多提高了 63.55% ,达到 0.507 mm/s 。图 7 的变化趋势为:相同扰流孔径时,随着扰流板的后移,平均燃料退移速率先增大后减小,最值位于 $\lambda_d = 0.5$,即扰流板置于药柱中间;扰流板处在相同位置时,随着扰流板孔径的增大,平均燃料退移速率逐渐减小且变化趋势逐渐减弱。扰流板后旋涡的影响范围和扰流板孔径对旋涡卷吸作用的影响分别为产生上述两种趋势的原因。

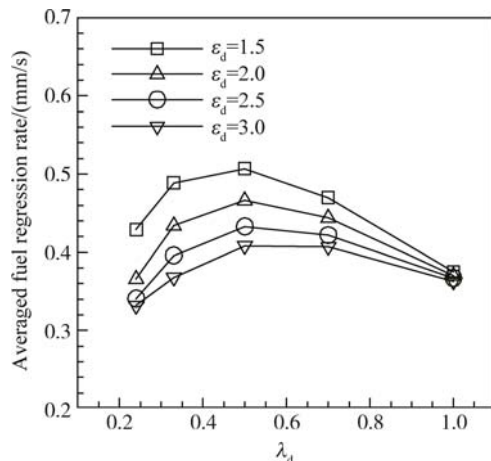


图 7 平均燃料退移速率分布

Fig. 7 Distribution of averaged fuel regression rate

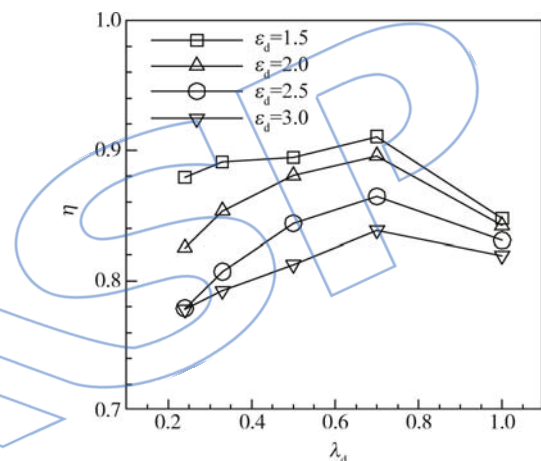


图 8 燃烧效率分布

Fig. 8 Distribution of combustion efficiency

图 8 为不同工况下燃烧效率的分布。计算得到无扰流板的燃烧效率为 76.61% ,由图可知各工况添加扰流板后燃烧效率均有提高,最高可达到 91.05% 。在相同扰流板孔径大小时,随着扰流板的后移,燃烧效率先增大后减小,最值位于 $\lambda_d = 0.75$,即扰流板置于药柱中间偏后;扰流板处在相同位置时,随着扰流板孔径的增大,燃烧效率逐渐减小。出现上述分布趋势的原因为:当扰流板比较靠前(如 $\lambda_d = 0.24$)时,旋涡的影响作用不到药柱的末端;当扰流板比较靠后(如 $\lambda_d = 1.0$)时旋涡的作用不能完全发挥。

4 结 论

综合上述的结果与分析可得到如下的结论:

1) 药柱中有扰流板会影响流线和温度在燃烧室内的分布,进而影响发动机的性能,使燃料的退移速率增加、燃烧效率增大;扰流板使燃料退移

速率沿轴向的分布发生明显变化,扰流板对附近的上游区域和整个下游区域有很大的影响,而下游区的其他部分未受到影响。

2) 相同扰流板孔径时,随着扰流板的后移,平均燃料退移速率先增大后减小,最大值位于药柱中间;燃烧效率先增大后减小,最大值位于药柱的70%附近。

3) 扰流板处在相同位置时,随着扰流板孔径的增大,平均燃料退移速率逐渐减小且变化趋势逐渐减弱;燃烧效率亦逐渐减小。

综合以上结论,在固液火箭发动机药柱中添加扰流板时,应使扰流板的孔径尽量小,且置扰流板于药柱的50%~70%。

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.
TIAN Hui. Numerical simulation of the operation process of a hybrid rocket motor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [2] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamental of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, US: AIAA, 2007.
- [3] 田辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 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.
TIAN Hui, CAI Guobiao, WANG Huiyu, et al. Numerical simulation of combustion chamber and nozzle flow in classical hybrid rocket motors[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 281-285. (in Chinese)
- [4] Marxman G A, Wooldridge C E, Muzzy R J. Fundamentals of hybrid boundary combustion[J]. Heterogeneous Combustion, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1964, 15: 485-521.
- [5] 田辉, 蔡国飙, 孙再庸. N_2O /HTPB 固液火箭发动机喷管两相流计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1146-1150.
TIAN Hui, CAI Guobiao, SUN Zaiyong. Computation of nozzle two-phase flow in a N_2O /HTPB hybrid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1146-1150. (in Chinese)
- [6] 朱浩, 蔡国飙. 不同药型固液火箭发动机性能特点[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2347-2351.
ZHU Hao, CAI Guobiao. Performance characteristics of hybrid rocket motors with different grain types[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2347-2351. (in Chinese)
- [7] 饶大林, 李新田, 田辉, 等. 基于混合优化算法的固液发动机装药优化设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1151-1152.
RAO Dalin, LI Xintian, TIAN Hui, et al. Optimization of grain design for hybrid rocket engine based on hybrid optimization algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1151-1152. (in Chinese)
- [8] Kim H, Kim S, Woo K, et al. Investigation on the effect of liquefying diaphragm in hybrid rocket motors using paraffin-based fuel[R]. AIAA-2011-5824, 2011.
- [9] Matthias G, Gerhard S. Development of a hybrid rocket motor using a diaphragm for a small test rocket[R]. AIAA-2008-4831, 2008.
- [10] Matthias G. Effect of a diaphragm on performance and fuel regression of a laboratory scale hybrid rocket motor using nitrous oxide and paraffin[R]. AIAA-2009-5113, 2009.
- [11] Lin J L. Two-phase flow effect on hybrid rocket combustion[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(7): 1042-1057.
- [12] Alberto B, Marta L, Nicolas B. Testing and CFD simulation of diaphragm hybrid rocket motors[R]. AIAA-2011-6023, 2011.
- [13] Magnussen B F, Hjertager B H. On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[J]. Symposium (International) on Combustion, 1977, 16(1): 719-729.
- [14] CAI Guobiao, ZENG Peng, LI Xintian, et al. Scale effect of fuel regression rate in hybrid rocket motor[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24(1): 141-146.
- [15] 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.