

文章编号:1000-8055(2013)08-1914-07

燃烧室结构对固液火箭发动机燃速和性能的影响

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

摘 要: 对不同燃烧室结构固液火箭发动机进行了二维轴对称一体化数值计算, 计算结果表明: 燃速随前燃室的增大而增大, 增幅越来越小, 特征速度和真空比冲随前燃室的增大先增大后趋于平稳. 后燃室的长度对燃速没有影响, 特征速度和真空比冲随后燃室的增大而增大. 相同氧化剂质量流率下, 药柱长径比不影响燃速沿轴向分布, 平均燃速随药柱长径比的增大而增大, 增幅越来越小, 最终趋于平稳, 特征速度随药柱长径比的增大先增大再减小, 在长径比为 10.0 附近达到最大值. 相同理论氧燃比下, 燃速随长径比的增大而增大, 但不影响燃速的分布趋势; 燃烧效率随着长径比的增大先减小再增大; 实际氧燃比随长径比的增大而逐渐减小, 且变化趋势逐渐缓慢.

关 键 词: 固液火箭发动机; 燃烧室结构; 前燃室; 后燃室; 长径比; 数值计算

中图分类号: V436

文献标志码: A

Effect of chamber structure on fuel regression rate and performance of hybrid rocket motor

WANG Peng-fei, RAO Da-lin, TIAN Hui, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,

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

Abstract: The flow-field and combustion processes of hybrid rocket with different chamber structures under 2-D and axisymmetric environment was numerically calculated. Analytical result indicates that the fuel regression rate increases with the increase of pre-chamber length, but the acceleration is smaller and smaller, and the tendency to characteristic velocity and vacuum specific impulse with increasing pre-chamber is bigger at first and then smaller and keeps steady in the end. The fuel regression rate does not change when the post-chamber extends, and the characteristic velocity and vacuum specific impulse become higher with longer post-chamber. The draw ratio of grain does not affect the fuel regression rate distribution along the axis under the condition of the same oxidizer mass flux. Both draw ratio and average fuel regression rate have the same changing trend, but speed of the increase of average fuel regression rate is smaller and smaller. The characteristic velocity increases with draw ratio firstly and then decreases, and the position of the maximum is around draw ratio of 10.0. Fuel regression rate increases with draw ratio with the same theoretical oxygen/fuel ratio, but this does not affect its distribution tendency; combustion efficiency reduces firstly and then increases gradually with of the increase of draw ratio; actual oxygen/fuel ratio decreases gradually when draw ratio becomes large and the change tendency is slower and slower.

收稿日期: 2012-07-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1914_031.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.

Key words: hybrid rocket motor; chamber structure; pre-chamber; post-chamber; draw ratio; numerical calculation

固液火箭发动机一般采用液体氧化剂和固体燃料作为推进剂,主要有易于推力调节、结构简单、经济性能好、安全性能高和环保等优点^[1],因此近些年引起国内外学者的格外注意.关于燃烧、试验和仿真的大量报道已见于各类文献(如文献[2-12]).固液火箭发动机的燃烧不同于固体和液体火箭发动机,其属于典型的扩散燃烧,受控于氧化剂和燃料的扩散混合程度,所以通常的固液火箭发动机都带有前燃室和后燃室以促进氧化剂和燃料均匀混合,提高燃烧效率.

文中以 90% H₂O₂/HTPB(过氧化氢/端羟基聚丁二烯)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,对不同长度前燃室、不同长度后燃室和不同药柱长径比的燃烧室喷管内流场进行二维轴对称一体化数值仿真,分析发动机燃烧室结构对发动机性能和燃烧的影响.

1 计算模型与边界条件

1.1 计算模型

1.1.1 控制方程

二维轴对称的气相控制方程的通式为

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

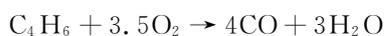
其中 ρ 为密度, t 为时间, x 为轴向距离, u 为轴向速度, r 为径向距离, v 为径向速度, Φ 为通用变量, Γ 为扩散系数, S_{Φ} 为源相.

1.1.2 化学反应模型

对于 H₂O₂/HTPB 推进剂组合,采用三步化学反应模型. H₂O₂ 受热分解为 H₂O 和 O₂, 反应方程式为



HTPB 受热分解的主要成分为 1,3 丁二烯^[13],与 O₂ 发生反应,考虑两步反应为



1.1.3 燃料热分解模型

固体燃料热分解模型是半经验公式,用 Arrhenius 公式表示^[14]

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

其中 A 为指前因子, E_a 为活化能, T_s 为壁面温度, R_u 为通用气体常数. 对于纯 HTPB, 当 $T_s > 722 \text{ K}$ 时, $A = 11.04 \text{ mm/s}$, $E_a = 20.5 \text{ kJ/mol}$; 当 $T_s < 722 \text{ K}$ 时, $A = 3965 \text{ mm/s}$, $E_a = 55.8 \text{ kJ/mol}$.

1.1.4 气-固耦合模型

气相-固相分界面处于能量平衡状态. 气相的导热及辐射传热等于固相内部的导热及燃料分解消耗的热量.

$$-\lambda_g \frac{\partial T}{\partial r} + Q_{\text{rad}} = -\lambda_s \left[\frac{\partial T}{\partial r} \right]_s + \rho_s \dot{r} (h_g^{T_s} - h_s^{T_s})$$

其中 Q_{rad} 为辐射热流,在计算中忽略; $h_g^{T_s}$ 为壁面温度下固体燃料气相产物的焓; $h_s^{T_s}$ 为壁面温度下固相的焓; λ_g 为气体导出系数; T 为温度; λ_s 为固体燃料导热系数; ρ_s 为固体燃料密度.

$$h_s^{T_s} = h_s^{T_0} + c_p (T_s - T_0)$$

在固相内部应用一维导热,可得到固相内部

$$T(y) = T_0 + (T_s - T_0) \exp \left[-\frac{\rho c_p \dot{r} y}{\lambda_s} \right]$$

其中 c_p 为比定压热容, y 为距药柱表面的距离, T_0 为固体燃料的初始温度,所以

$$-\lambda_s \left[\frac{\partial T}{\partial y} \right]_s = \rho_s c_p \dot{r} (T_s - T_0)$$

则气相-固相分界面的平衡方程可以简化为

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

气相和固相的质量平衡关系为

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

化学反应速率采用涡破碎模型(EDM),计算所采用的湍流模型为剪切应力输运(SST) $k-\omega$ 模型,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

氧化剂入口为气态 H₂O₂, 方向沿轴向, 温度为 300 K.

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

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

$$k = 0, \quad \epsilon = 0$$

其中 p 为压力, n 为法向变量, ω_s 为质量分数, k 为湍流脉动动能, ϵ 为湍流脉动动能耗散率.

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 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 计算结果与相关分析

2.1 计算网格与基本假设

计算所用几何模型为 $\phi 100 \text{ mm}$ 标准发动机, 计算网格如图 1 所示, 表 1 为发动机结构参数, 图 2 为发动机结构图.

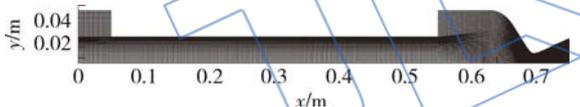


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

表 1 发动机结构参数

Table 1 Parameters of motor structure

发动机结构	尺寸/mm
燃烧室内径 d_c	100
药柱初始内径 d_p	50
喷管喉部直径 d_t	18.63
喷管出口直径 d_e	41.65

固液火箭发动机燃烧是复杂的物理化学过程, 计算模型很难全部涵盖, 因此为了简化计算, 对其作如下假设^[15]:

1) 流动定常. 相对于燃烧室内的燃气流动, 固液火箭发动机的燃速是非常小的, 因此定常假设是合理的.

2) 仅考虑气相反应, 即假设氧化剂经催化进入燃烧室, 忽略氧化剂的雾化过程和固体燃料的分解过程.

3) 燃烧室内气体为理想气体, 比热容随温度变化.

4) 忽略辐射传热和彻体积力的影响.

2.2 不同前燃室结构流场分析

分别对 $0.2d_c, 0.33d_c, 0.5d_c, 0.75d_c, 1.0d_c, 1.25d_c, 1.5d_c, 1.75d_c$ 和 $2.0d_c$ 结构的前燃室进行了一体化数值计算. 药柱长度取为 $5.0d_c$, 即长径比 $L/D=5$, 后燃室长度为 $1.0d_c$, 氧化剂质量流量为 0.457 kg/s , 氧化剂质量流率为 $232.7 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$.

图 3 为燃烧室内部分流场图, 由图可看出, 前燃室出现很小的旋涡, 使小部分燃料热解气体回流至头部区域, 与氧化剂燃烧, 产生局部高温区(由图 4 可以看出), 这个局部高温区促进了氧化剂的分解, 对发动机的稳定燃烧起到重要作用. 后燃室形成明显的旋涡, 其加强了燃气的混合燃烧, 延长了混合物在燃烧室的停留时间, 提高了燃烧效率.

图 4 为发动机内部温度云图, 从图中可以看出, 燃烧呈现明显的扩散燃烧特性, 火焰层不断向轴线靠近. 由于后燃室的旋涡作用, 使得后燃室较其他位置温度偏高, 成为热防护的重点.

图 5 为不同长度前燃室燃速沿轴向分布. 从图 5 曲线可知, 燃速沿轴向的变化趋势都是先减小再增大最后趋于平稳, 引起这种趋势的原因是火焰层距燃料壁面较近、前燃室的旋涡加强了燃气与固体壁面的换热; 随着轴向位置的增加, 旋涡的作用迅速减弱, 火焰层逐渐远离燃料壁面, 导致

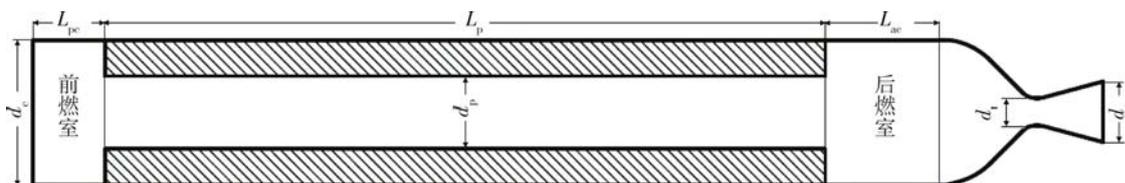


图 2 发动机结构图

Fig. 2 Structure frame of motor

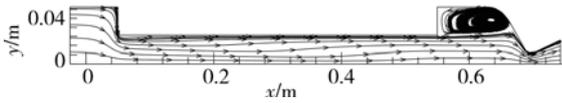


图 3 燃烧室内流场图(前燃室 $0.75d_c$)

Fig. 3 Streamline in chamber (pre-chamber of $0.75d_c$)

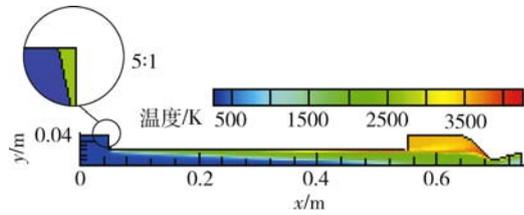


图 4 发动机内部温度云图(前燃室 $0.75d_c$)

Fig. 4 Temperature contour in motor (pre-chamber of $0.75d_c$)

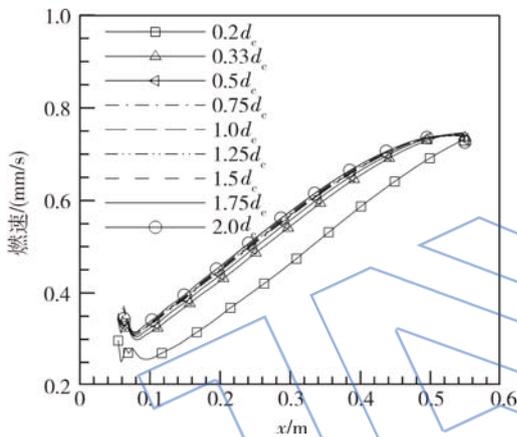


图 5 不同长度前燃室燃速沿轴向分布

Fig. 5 Axial distribution of fuel regression rate in different size pre-chambers

燃速降低;然后由于壁面加质和氧化剂进一步分解,总质量流率沿轴向位置逐渐增大,燃速不断提高;最后由于火焰层远离壁面对燃速的减小作用与质量流率增大对燃速的增大作用相互抵消,使燃速维持在一个较稳定的数值。

从图 5 中还可以看出燃速随前燃室的增大而增加,但增幅越来越小,尤其是 $0.75d_c$ 长度以后燃速增加很小。这是因为当前燃室长度较小时限制了旋涡的发展,随着前燃室的增大旋涡逐渐变大,当前燃室增加到一定程度时旋涡完全发展,继续增长前燃室旋涡的加强换热作用不会继续增大。

图 6 为不同长度前燃室的特征速度 c^* 与真空比冲 I_{sp} 变化曲线,由图可明显看出,两条曲线的变化趋势均为先增大后趋于平稳, $0.33d_c$ 附近为平稳点的开始。

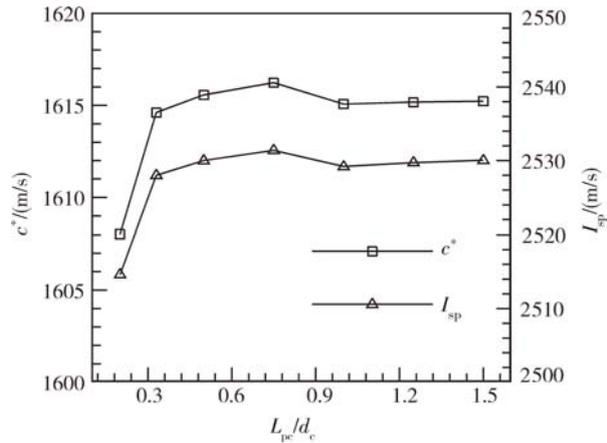


图 6 不同长度前燃室的特征速度与真空比冲变化曲线

Fig. 6 Curves of characteristic velocity and vacuum specific impulse varying with different size pre-chambers

2.3 不同后燃室结构流场分析

分别对 $0.33d_c, 0.5d_c, 0.75d_c, 1.0d_c, 1.25d_c, 1.5d_c$ 和 $2.0d_c$ 长度的后燃室进行了一体化数值计算.药柱长度取为 $5.0d_c$,即长径比 $L/D=5$,前燃室长度为 $0.5d_c$,氧化剂质量流量为 0.457 kg/s ,氧化剂质量流率为 $232.7 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。

图 7 为不同长度后燃室燃速沿轴向分布,从图可知 6 条曲线基本完全重合,说明后燃室的长度对燃速没有影响.出现这种结果是因为后燃室的改变不影响其前面的流动和燃烧。

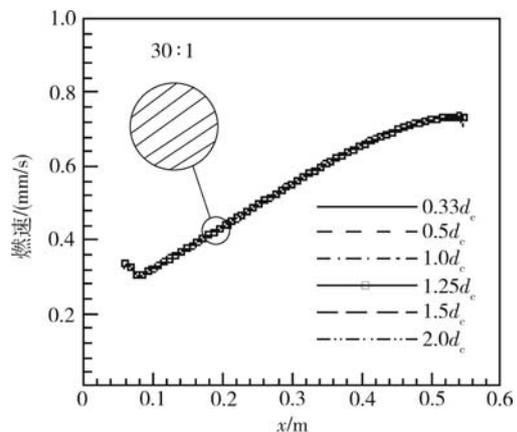


图 7 不同长度后燃室燃速沿轴向分布

Fig. 7 Axial distribution of fuel regression rate in different size post-chambers

图 8 为不同长度后燃室的特征速度 c^* 与真空比冲 I_{sp} 变化曲线,从曲线的变化趋势可知,随着后燃室的增大发动机的特征速度和真空比冲随之增

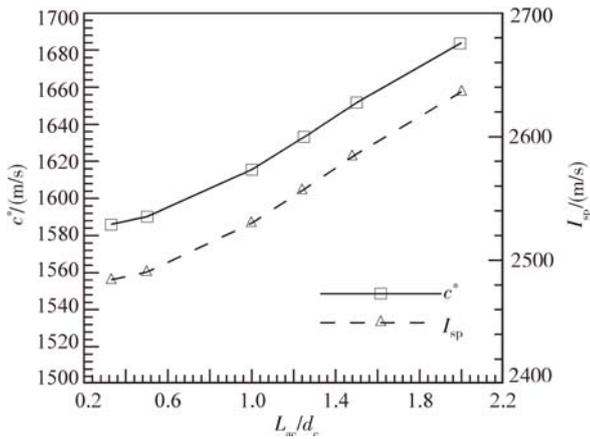


图8 不同长度后燃室的特征速度与真空比冲变化曲线

Fig. 8 Curves of characteristic velocity and vacuum specific impulse varying with different size post-chambers

大,这是因为后燃室越长燃气混合燃烧越充分.

2.4 不同药柱长径比流场分析

2.4.1 相同氧化剂质量流率、不同药柱长径比流场分析

在氧化剂质量流率为 0.457 kg/s , 即氧化剂质量流率为 $232.7 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 下分别对长径比 L/D 为 $3.0, 5.0, 7.5, 10.0, 12.5, 15.0$ 和 20.0 的药柱进行了一体化数值计算. 前燃室长度为 $0.5d_c$, 后燃室长度为 $1.0d_c$.

图9为不同长径比药柱的燃速沿轴向分布, 由图可知不同长径比药柱的燃速沿轴向变化趋势相同, 即先减小后增大最后趋于平稳, 平稳点出现在 $5.0d_c$ 附近.

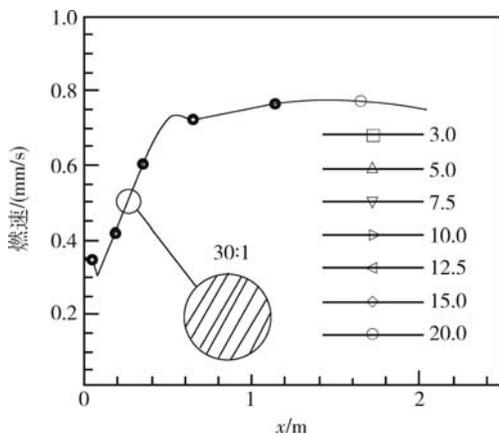


图9 不同长径比药柱的燃速沿轴向分布

Fig. 9 Axial distribution of fuel regression rate in different draw ratios of grain

图10中燃料平均燃速 r_a 随药柱长径比的变化规律为随药柱长径比的增大而增大, 但增幅越来越小, 出现此趋势的原因可由图8燃速沿轴向分布进行解释; 特征速度 c^* 随药柱长径比的变化规律为先增大再减小, 在 $L/D=10.0$ 左右达到最大值, 这是因为在长径比为 10.0 附近实际氧燃比达到最佳.

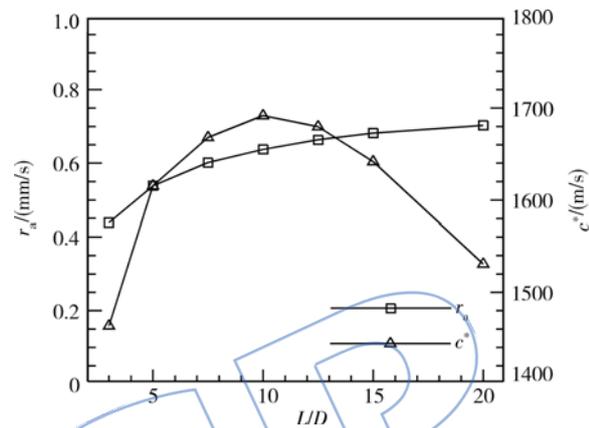


图10 不同长径比药柱的平均燃速与特征速度变化曲线

Fig. 10 Curves of average fuel regression rate and characteristic velocity varying with different draw ratios of grain

2.4.2 相同理论氧燃比、不同药柱长径比流场分析

在相同理论氧燃比 $o/f=6.926$ 下对长径比 L/D 为 $3.0, 5.0, 7.5, 10.0$ 和 12.5 的药柱进行了一体化数值计算. 前燃室长度为 $0.5d_c$, 后燃室长度为 $1.0d_c$. 表2为相同氧燃比 $o/f=6.926$ 下不同长径比对应的氧化剂质量流量和氧化剂质量流率.

表2 不同长径比药柱对应的氧化剂质量流量和氧化剂质量流率

Table 2 Mass flow of oxidizer and oxidizer mass flux with different draw ratios of grain

长径比	氧化剂质量流量/ (kg/s)	氧化剂质量流率/ (kg/(m ² · s))
3.0	0.2733	139.19
5.0	0.457	232.75
7.5	0.6855	349.12
10.0	0.914	465.50
12.5	1.1425	581.87

由图 11 曲线分布可知,在理论氧燃比 $o/f=6.926$ 情况下,随着长径比的增大燃速逐渐增大,不同长径比的燃速变化趋势相同。

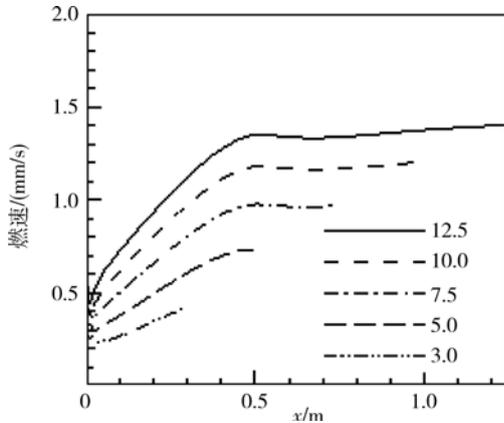


图 11 不同长径比药柱的燃速沿轴向分布
Fig. 11 Axial distribution of fuel regression rate in different draw ratios of grain

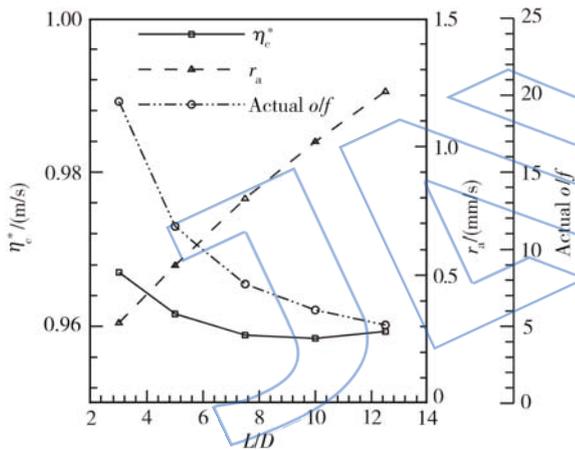


图 12 燃烧效率、平均燃速和实际氧燃比随药柱长径比变化曲线
Fig. 12 Curves of combustion efficiency, average fuel regression rate and actual oxygen/fuel ratio varying with different draw ratios of grain

由图 12 中曲线的变化趋势可知,在 $o/f=6.926$ 情况下,燃烧效率 η_c^* 随着长径比的增大先减小达到最小值后又逐渐增大;实际氧燃比 o/f 随长径比的增大而逐渐减小,且变化趋势逐渐缓慢;平均燃速 r_a 随长径比的增大而逐渐增大,趋势稍见缓慢,几乎为线性增长,值得注意的是在燃烧效率达到最小值所对应的实际氧燃比在 7 左右,这正是最佳氧燃比附近,出现这种情况的原因

3 结 论

通过对以上结果分析可得到如下结论:

- 1) 燃速随前燃室的增大而增大,增幅越来越小;特征速度和真空比冲随前燃室的增大先增大后趋于平稳。
- 2) 后燃室的长度对燃速没有影响;特征速度和真空比冲随后燃室的增大而增大。
- 3) 相同氧化剂质量流率下,药柱长径比不影响燃速沿轴向分布;平均燃速随药柱长径比的增大而增大,增幅越来越小,最终趋于平稳;特征速度随药柱长径比的增大先增大再减小,在 $L/D=10.0$ 附近达到最大值。
- 4) 相同理论氧燃比下,燃速随长径比的增大而增大,但不影响燃速的分布趋势;燃烧效率随长径比的增大先减小达到最小值后又逐渐增大;实际氧燃比随长径比的增大而逐渐减小,且变化趋势逐渐缓慢;平均燃速随长径比的增大而逐渐增大,趋势稍见缓慢,几乎为线性增长。

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]. Virginia, US: Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 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] Salita M. Comparison of four boundary layer solutions for fuel regression rate in classical hybrid rocket motors[R]. AIAA 91-2520, 1991.

[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] 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.

[7] Lin J L. Two-phase flow effect on hybrid rocket combustion[J]. Acta Astronautic, 2009, 65(10): 1042-1057.

- [8] Chiaverini M J, Harting G C, Lu Y C, et al. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(7): 888-895.
- [9] Yee S M, Shaeffer C W. Fuel regression characteristics in two distinct hybrid motor configurations[R]. AIAA 97-3079, 1997.
- [10] 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)
- [11] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino D, et al. Optimal propellant control in hybrid motor engines[R]. AIAA 95-2393, 1995.
- [12] 李新田, 曾鹏, 田辉, 等. H_2O_2 /HTPB 缩比固液火箭发动机药柱燃速实验研究[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(4): 457-461.
LI Xintian, ZENG Peng, TIAN Hui, et al. Experimental study on burning rate of sub-scale H_2O_2 /HTPB hybrid rocket motor grain[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(4): 457-461. (in Chinese)
- [13] 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*, 2003, 23(5): 379-382.
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*, 2003, 23(5): 379-382. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] Chiaverini M J, Hurting G C, Cheng Y, et al. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[R]. AIAA 97-3078, 1997.

JASSP