

文章编号:1000-8055(2013)05-1180-07

H_2O_2 /HTPB 固液火箭发动机 燃料配方正交优化设计

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

摘 要: 采用随机轨道法计算了 H_2O_2 /HTPB 固液火箭发动机的喷管两相流, 并采用试验结果验证了数值计算的准确性. 研究了不同凝相质量分数和粒子平均直径对喷管性能的影响, 结果表明: 随着凝相质量分数和粒子平均直径的增加, 喷管效率逐渐降低. 对固体燃料中的 Al, Mg, AP 和 B 等组分的质量分数进行了正交试验设计, 研究分析了不同燃料组分对喷管两相流和发动机性能的影响, 并对固体燃料配方进行了正交优化设计. 结果表明: 凝相组分质量分数随 Al, Mg 的质量分数增大而增加, AP 和 B 的质量分数对凝相质量分数影响较小; 添加 Al, Mg, AP 和 B 等物质对发动机的最佳理论比冲影响不大, 但可以有效提高最佳理论密度比冲; 添加 Al 和 Mg 等金属颗粒会增加喷管损失, 降低实际比冲和实际密度比冲, 添加 AP 和 B 对比冲效率影响不大.

关 键 词: 固液火箭发动机; 燃料配方; 正交设计; 两相流; 数值计算
中图分类号: V436 **文献标志码:** A

Orthogonal optimal design of solid fuel formulation for H_2O_2 /HTPB hybrid rocket motor

ZENG Peng, TIAN Hui, LI Xin-tian, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,

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

Abstract: Nozzle two-phase flow in H_2O_2 /HTPB hybrid rocket motor was numerically simulated by the stochastic trajectory model. Accuracy of the simulation results was verified by comparison with experimental data. A parametric study of different condensed phase mass fractions and particle mean diameters was performed to investigate the influence of condensed phase parameters on nozzle performance, and the results show that the nozzle efficiency decreases with the increasing of condensed phase mass fraction and particle mean diameter. An orthogonal design of fuel formulation was conducted to investigate the effect of different fuel additives (Al, Mg, AP and B) on the motor performance, and an optimal formulation was obtained. The results indicate that the condensed phase mass fraction increases with the increasing of mass fractions of Al and Mg, and is low dependent on the mass fractions of AP and B; the addition of Al, Mg, AP and B has little effect on the maximum specific impulse, and can enhance the maximum density specific impulse effectively. Moreover, the addition of Al and Mg reduces the nozzle efficiency, the actual specific impulse and the actual density specific impulse, while the addition of AP and B has little effect on the nozzle performance.

收稿日期:2012-07-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1180_030.html

作者简介: 曾鹏(1988-), 男, 江西赣州人, 博士生, 主要从事固液火箭发动机技术研究.

Key words: hybrid rocket motor; fuel formulation; orthogonal design; two phase flow; numerical simulation

固液火箭发动机具有安全性好、可靠性高、成本低、推力调节和多次起动容易等优点,应用空间广阔,可以应用在探空火箭、靶弹、运载火箭、亚轨道飞行器及空间飞行器等许多领域.但固液火箭发动机的燃速较低,导致固体药柱型面复杂并且装填分数较低,限制了固液火箭发动机的发展和应用^[1-8].

为了提高固液火箭发动机的燃速,常在固体燃料中添加 Al, Mg 和过氯酸铵 (AP) 等物质. Chiaverini 等开展了气氧/端羟基聚丁二烯 (GOx/HTPB) 固液火箭发动机的试验研究,在固体燃料中添加了碳黑 (CB) 和 0.05~0.10 μm 的超细活化铝颗粒 (UFAL), 试验结果表明添加 20% UFAL 可以将固体燃料的燃速提高 45%^[9-11]. George 等试验研究了添加 AP 和 Al 对固体燃料燃速的影响,结果表明添加 6.15% AP 和 18.46% Al 时,燃速提高了超过 1 倍^[12]. Frederick 系统研究了添加 Fe₂O₃ 和 AP 对 GOx/HTPB 固液火箭发动机燃速的影响,结果表明添加 2.5% Fe₂O₃, 27.5% AP 时,燃速提高了 447%^[13]. Perez 试验研究了不同质量分数的 AP、聚苯乙烯和 Fe₂O₃ 对燃速和发动机关机性能的影响^[14]. Risha 系统研究了添加 Al, B 和 B₁C 对固体燃料燃速的影响,结果表明添加 Al 和 B 能够有效提高燃速,但同时也产生严重的两相流损失,导致比冲效率较低^[15-19]. 因此,在添加燃料组分以提高燃速的同时,有必要研究不同组分以及不同质量分数的组分对比冲等发动机性能的影响.

本文首先开展了固液火箭发动机喷管两相流数值计算,然后在喷管两相流数值计算的基础上,系统研究了添加 Al, Mg, AP 和 B 对于 H₂O₂/HTPB 固液火箭发动机性能的影响.

1 喷管两相流数值计算

文中采用随机轨道模型,对 90% H₂O₂/HTPB 固液火箭发动机喷管两相流流场进行了数值计算,计算的网格如图 1 所示.

1.1 气体控制方程

气体控制方程在二维轴对称坐标系下的通式为

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

其中 Φ 是通用变量, Γ 是扩散系数, S_Φ 是广义源项,其在不同方程中的具体形式如表 1 所示.

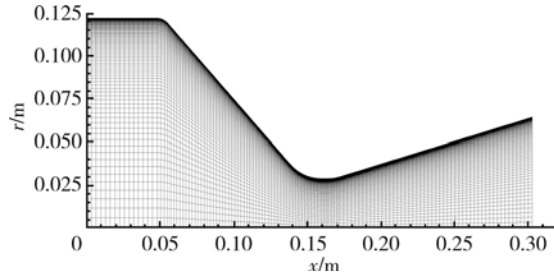


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational mesh

表 1 控制方程变量
Table 1 Variables of control equations

	Φ	Γ	S _Φ
连续方程	1	0	0
动量方程	u _i	u	- ∂p / ∂x _i + S _i
能量方程	T	k / c	S _T

1.2 颗粒运动方程

仅考虑颗粒运动中受到的气动阻力,颗粒的运动方程为

$$\frac{du_p}{dt} = F_d (u - u_p) \quad (2)$$

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

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

式中 u 是气相速度; u_p 是颗粒速度; d_p 是颗粒直径; μ 是气相黏度; C_d 是阻力系数.

1.3 求解过程

求解中,首先计算气相初场,根据气相流场结果计算气相对粒子的作用力,求解粒子的运动轨迹;然后,计算粒子对气相的作用源相,重新计算粒子作用下的气相流场和粒子轨迹;重复以上计算,直到两相流场达到稳定,求解过程如图 2 所示.

1.4 计算结果

为了验证数值计算模型的准确性,将数值计

算结果跟发动机地面试验数据进行了比较. 试验发动机采用 90% H₂O₂ 为氧化剂, 62% HTPB/28% Al/10% Mg 作为固体燃料, 氧化剂质量流量为 2 kg/s. 表 2 列出了 3 次试验的计算值与试验值, 其中数值计算值采用的粒子平均直径为 5.0 μm, 可以看到, 计算结果与试验结果比较接近, 证明数值计算结果能够合理地预测喷管效率.

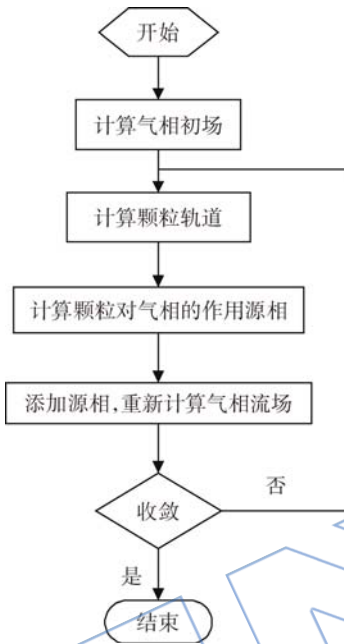


图 2 求解过程
Fig. 2 Solution process

表 2 计算结果与试验结果比较
Table 2 Comparison of numerical and experimental results

试验序号	氧燃比	凝相质量分数/%	试验喷管效率/%	计算喷管效率/%
1	3.15	16.6	86.1	87.9
2	3.48	15.3	91.8	88.6
3	3.83	14.2	86.7	89.2

凝相质量分数和粒子平均直径是影响喷管两相流的主要因素, 本文计算了凝相质量分数分别为 5%, 10%, 15%, 20% 和 25%, 粒子直径分别为 5.0, 10.0 和 15.0 μm 的喷管两相流流场, 对比分析了不同凝相质量分数和不同粒子平均直径对喷管效率的影响. 结果如图 3 所示, 喷管效率随凝相质量分数近似成线性下降的关系, 随着粒子直径增大而减小.

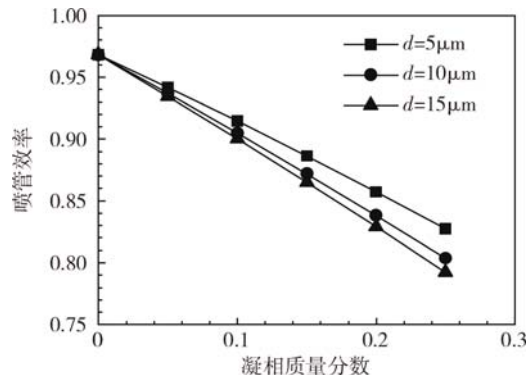


图 3 凝相参数对比冲效率的影响
Fig. 3 Effect of condensed phase parameters on specific impulse efficiency

2 正交试验设计及结果分析

2.1 Al, Mg, AP 和 B 对发动机理论性能的影响

在固体燃料中添加 Al, Mg, AP 和 B 等组分能够有效提高固液混合火箭发动机的燃速, 但同时也带来了两相流损失. 为了研究不同添加物对发动机性能的影响, 本文对各种燃料组分的质量分数进行了正交设计, 结果见表 3.

表 3 正交设计结果(单位: %)
Table 3 Orthogonal design results(unit: %)

试验号	Al	Mg	AP	B
1	0	0	0	0
2	0	5	5	5
3	0	10	10	10
4	10	0	5	10
5	10	5	10	0
6	10	10	0	5
7	20	0	10	5
8	20	5	0	10
9	20	10	5	0

本文首先采用热力计算的方法研究了不同燃料组分对最佳氧燃比条件下的凝相质量分数、理论比冲、推进剂平均密度和理论密度比冲的影响.

图 4 是不同燃料组分对凝相质量分数的影响趋势图, 图中横坐标的数值 1, 2, 3 分别代表组分的质量分数为 5%, 10% 和 20% (下同). 从图中可以看出, Al, Mg 等金属颗粒对燃烧产物中的凝相组分质量分数影响较大, 凝相组分质量分数随 Al, Mg 质量分数增大而增大, AP 和 B 的质量分

数对凝相组分质量分数的影响较小。

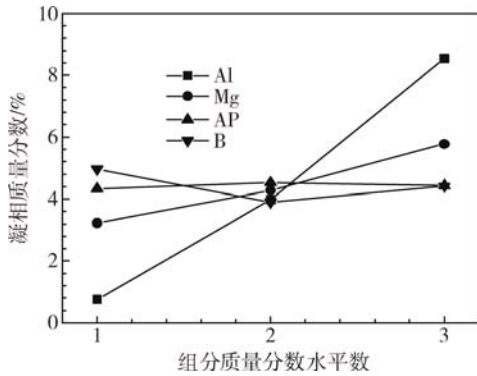


图 4 不同燃料组分对凝相质量分数的影响
Fig. 4 Effect of different fuel additives on mass fraction of condensed phase

图 5 是不同燃料组分对理论比冲的影响趋势图. 从图中可以看出, 添加 Al, Mg, AP 和 B 对比冲的影响较小, 都小于 1%. 其中添加 Al 颗粒对于提高发动机的最佳理论比冲效果最明显, 添加 Mg 和 B 的效果较小, 添加 AP 对最佳理论比冲的影响最小。

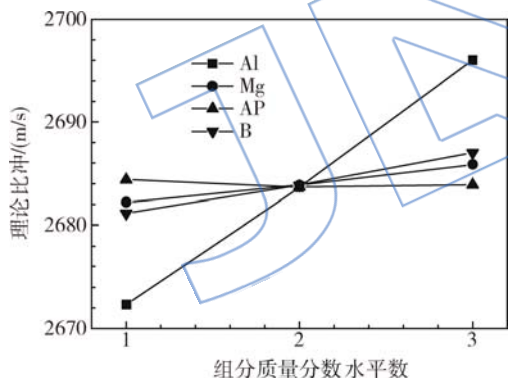


图 5 不同燃料组分对理论比冲的影响
Fig. 5 Effect of different fuel additives on theoretical specific impulse

燃料添加剂 Al, Mg, AP, B 和氧化剂 H₂O₂ 的密度都大于 HTPB 的密度, 因此添加 Al, Mg, AP 和 B 等对推进剂的平均密度有两方面的影响, 一方面可以提高燃料密度, 从而提高推进剂的平均密度, 另一方面会减小最佳氧燃比, 从而减小推进剂的平均密度. 图 6 是不同燃料组分对推进剂平均密度的影响趋势图. 从图中可以看出, 添加 Al, Mg, AP 和 B 都能有效提高推进剂的平均密度, 说明添加 Al, Mg, AP 和 B 对推进剂平均密度的第 1 种作用强于第 2 种作用。

图 7 是不同燃料组分对理论密度比冲的影响趋势图. 可以看出, 添加 Al, Mg, AP 和 B 能够有效提高推进剂的理论密度比冲, 其中添加 Al 和 B 的效果最为明显。

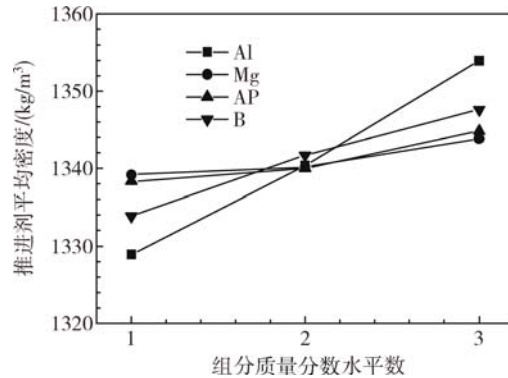


图 6 不同燃料组分对推进剂平均密度的影响
Fig. 6 Effect of different fuel additives on average density of propellant

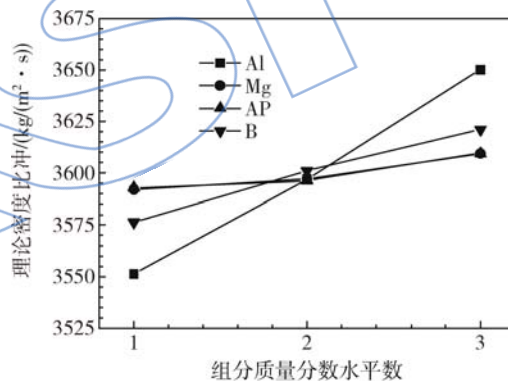


图 7 不同燃料组分对理论密度比冲的影响
Fig. 7 Effect of different fuel additives on theoretical density specific impulse

2.2 Al, Mg, AP 和 B 对发动机实际性能的影响

在热力计算的基础上, 本文对不同燃料配方的喷管两相流进行了数值计算, 研究了不同燃料组分对两相流损失和发动机比冲的影响. 计算中, 粒子平均直径都取 5.0 μm.

图 8 是考虑喷管两相流损失后, 不同燃料组分对发动机实际比冲的影响趋势图. 从图中可以看出, 实际比冲随 Al 和 Mg 的质量分数增大而减小, AP 和 B 对实际比冲的影响较小。

图 9 是不同燃料组分对实际密度比冲的影响趋势图. 从图中可以看出, 实际密度比冲随 Al 和 Mg 的质量分数增大而减小, 随 AP 和 B 的质量分数增大而增大。

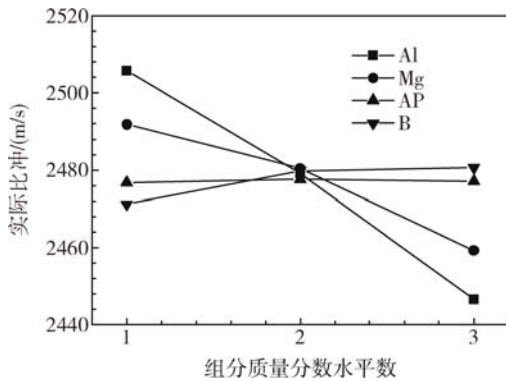


图8 不同燃料组分对发动机实际比冲的影响
Fig. 8 Effect of different fuel additives on practical specific impulse of engine

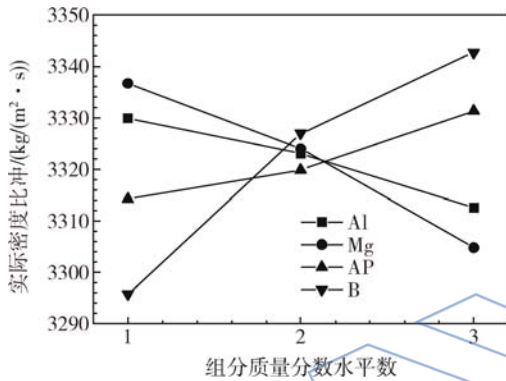


图9 不同燃料组分对实际密度比冲的影响
Fig. 9 Effect of different fuel additives on practical density specific impulse

理论比冲的影响不大. 这是因为添加 Al, Mg, AP 和 B 虽然能够提高固体燃料的能量特性, 但是也会减小推进剂组合的最佳氧燃比, 减小 H_2O_2 占整个推进剂的质量分数. 由于 H_2O_2 的能量比 HTPB 高, 减小 H_2O_2 的质量分数将降低整个推进剂的能量. 两种作用综合的结果是添加 Al, Mg, AP 和 B 对整个推进剂的能量特性影响较小. 从图中还可以看出, 低金属质量分数的配方 B 和配方 C 具有较高的最佳氧燃比, 而较高的氧燃比有利于提高氧化剂质量流率, 增加燃速, 从而可以减小固体燃料的燃面, 简化固体药柱的设计. 因此, 适当降低固体燃料中的金属质量分数有利于发动机的优化设计.

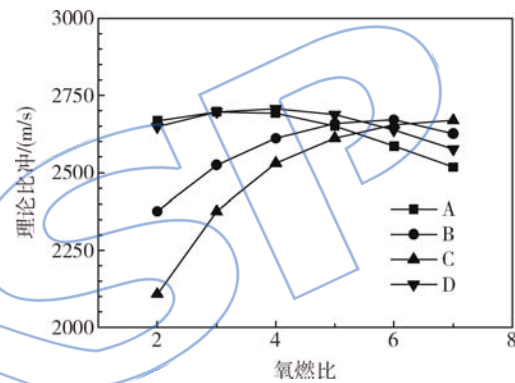


图10 不同燃料配方的理论比冲
Fig. 10 Theoretical specific impulse with different fuel formulations

3 优化结果及分析

基于正交设计的结果, 可以分别获得理论比冲与理论密度比冲最高的优选配方 A 以及实际比冲和实际密度比冲最高的优选配方 B. 为了对比研究, 选择纯 HTPB 配方 C 和地面试验发动机所用的燃料配方 D 作为比较. 各燃料配方的组分质量分数如表 4 所示.

表4 不同燃料配方的组分质量分数(单位:%)

Table 4 Additive mass fraction with different fuel formulations(unit: %)

配方	Al	Mg	AP	B
A	20	10	10	10
B	0	0	10	10
C	0	0	0	0
D	28	10	0	0

图10 是不同燃料配方的理论比冲, 可以看出, 添加 Al, Mg, AP 和 B 等物质对发动机的最佳

图11 是考虑添加剂对喷管效率的影响后, 不同燃料配方的实际比冲. 可以看出, 配方 B 和配方 C 的实际比冲最高. 说明添加 Al 和 Mg 会带来严重的两相流损失, 导致实际比冲降低.

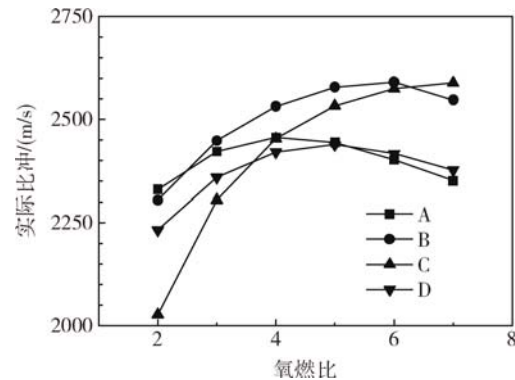


图11 不同燃料配方的实际比冲
Fig. 11 Practical specific impulse with different fuel formulations

图12 是不同燃料配方的理论密度比冲, 从图

中可以看出,配方 A 和配方 D 的理论密度比冲最大,说明添加 Al 和 Mg 能够有效提高发动机的理论密度比冲。

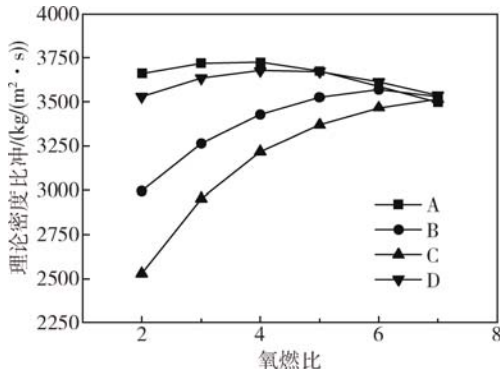


图 12 不同燃料配方的理论密度比冲

Fig. 12 Theoretical density specific impulse with different fuel formulations

图 13 是考虑添加剂对喷管效率的影响后,不同燃料配方的实际密度比冲。可以看出,与正交试验的分析结果一致,配方 B 和配方 C 的实际密度比冲最高,而金属质量分数最多的配方 D 实际密度比冲最低。这是因为添加 Al 和 Mg 提高推进剂密度的同时也引起了严重的两相流损失,导致实际密度比冲降低。

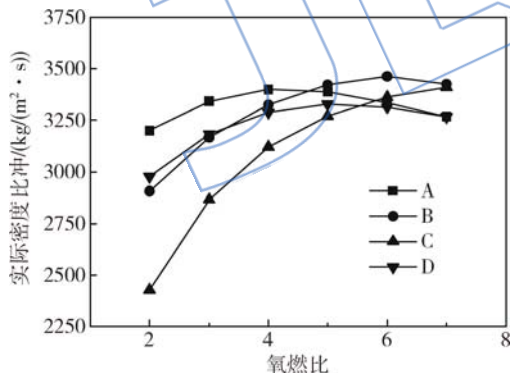


图 13 不同燃料配方的实际密度比冲

Fig. 13 Practical density specific impulse with different fuel formulations

4 结 论

本文在喷管两相流数值计算的基础上,开展了 $H_2O_2/HTPB$ 固液火箭发动机的固体燃料配方正交优化设计,研究了燃料组分 Al, Mg, AP 和 B 对发动机理论性能和实际性能的影响,得出以下结论:

1) 喷管效率随凝相质量分数呈线性降低的

关系,随粒子平均直径增大而减小。

2) 添加 Al, Mg, AP 和 B 对发动机的理论比冲影响不大,但可以有效提高推进剂的密度和发动机的密度比冲。

3) 添加 Al, Mg 会增加发动机的两相流损失,降低发动机的实际比冲和实际密度比冲。

4) 低金属质量分数的燃料配方具有最大的最佳氧燃比、实际比冲和实际密度比冲,有利于简化固体燃料的设计并提高固液火箭发动机的性能。

参 考 文 献:

- [1] Zilliac G. Hybrid rocket propulsion: past, present, and future[R]. NASA Ames Research Center, 2010.
- [2] Karabeyoglu A. Hybrid rocket propulsion for future space launch [R]. Palo Alto, US: Space Propulsion Group Inc, 2008.
- [3] 杨玉新,胡春波,何国强,等. 固液混合火箭发动机中的关键技术及其发展[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1616-1621. YANG Yuxin, HU Chunbo, HE Guoqiang, et al. Key technique of hybrid rocket motor and its development[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1616-1621. (in Chinese)
- [4] Davydenko N A, Gollender R G, Gubertov A M, et al. Hybrid rocket engines: the benefits and prospects[J]. Aerospace Science And Technology, 2007, 11(1): 55-60.
- [5] 胡建新,夏智勋,张钢锤. 固液火箭发动机在空间发射上的应用前景[J]. 导弹与航天运载技术, 2002(3): 18-22. HU Jianxin, XIA Zhixun, ZHANG Gangchui. The opportunity for hybrid rocket motor in commercial space applications[J]. Missiles and Space Vehicles, 2002(3): 18-22. (in Chinese)
- [6] 单建胜,雷宁. 固液混合发动机的研制及其应用[J]. 固体火箭技术, 1997, 20(3): 13-20. SHAN Jiansheng, LEI Ning. The development and applications of solid-liquid hybrid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1997, 20(3): 13-20. (in Chinese)
- [7] 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): 1146-4450. 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): 1146-4450. (in Chinese)
- [8] 田辉,蔡国飙,王慧玉,等. 固液混合火箭发动机喷管流动计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 142-146. TIAN Hui, CAI Guobiao, WANG Huiyu, et al. Nozzle flow computation of classical hybrid rocket motors[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 142-146. (in Chinese)
- [9] Chiaverini M J, Kuo K K, Peretz A, et al. Regression-rate and heat-transfer correlations for hybrid rocket combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1):

- 99-110.
- [10] Chiaverini M J, Serin N, Johnson D K, et al. Regression rate behavior of hybrid rocket solid fuels[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1):125-132.
- [11] Chiaverini M J, Harting G C, Kuo K K. Pyrolysis behavior of hybrid-rocket solid fuels under rapid heating conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15 (6): 888-895.
- [12] George P, Krishnan S, Varkey P M, et al. Fuel regression rate in hydroxyl-terminated-polybutadiene/gaseous-oxygen hybrid rocket motors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(1):35-42.
- [13] Frederick R A, Jr Whitehead J J, Knox L R, et al. Regression rates study of mixed hybrid propellants[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1):175-180.
- [14] Peretz A, Einav O, Hashmonay B A, et al. Development of a laboratory-scale system for hybrid rocket motor testing [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27 (1): 190-196.
- [15] Risha G A, Ulas A, Boyer E, et al. Combustion of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a hybrid rocket motor[R]. AIAA 2001-3535, 2001.
- [16] Risha G A, Boyer E, Wehrman R B, et al. Performance comparison of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a cylindrical hybrid rocket motor [R]. AIAA 2002-3576, 2002.
- [17] Risha G A, Evans B J, Boyer E, et al. Nano-sized aluminum and boron-based solid fuel characterization in a hybrid rocket engine[R]. AIAA 2003-4593, 2003.
- [18] Risha G A. Enhancement of hybrid rocket combustion performance using nano-sized energetic particles[D]. Central County, US: The Pennsylvania State University, 2003.
- [19] 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.

JALS SP