

文章编号:1000-8055(2011)10-2346-06

不同药型固液火箭发动机性能特点

朱 浩, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 根据平行层燃烧理论, 推导了不同药型燃烧面积和燃烧边界长度随燃去肉厚变化的数学规律; 在此基础上, 建立了固液火箭发动机系统设计模型, 将设计过程转化为数学模型; 之后采用遗传算法对不同药型固液火箭发动机进行了优化设计. 通过对优化结果的比较和分析, 开展了不同药型应用于固液火箭发动机的性能特点及其机理的研究, 指出了固液火箭发动机不同于固体火箭发动机的内弹道特性.

关 键 词: 固液火箭发动机; 系统设计; 药型; 优化设计; 内弹道

中图分类号: V436

文献标志码: A

Performance characteristics of hybrid rocket motors with different grain types

ZHU Hao, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: Based on the geometrical law of burning, the discipline how the burning area and burning perimeter length change with the increase of burned web thickness for different grain types was deduced. The hybrid rocket motor design model was established to convert the design process to mathematical model. Then a genetic arithmetic was used to optimize the design of hybrid rocket motor with different grain types. Through comparison and analysis of the optimal results, the study of hybrid rocket motor performance characteristics and the mechanism with different grain types were implemented, and the difference between the hybrid rocket motor and solid rocket motor in internal ballistic performance was pointed out.

Key words: hybrid rocket motor; system design; grain type; optimal design; internal ballistic

固液火箭发动机一般采用液体氧化剂和固体燃料, 主要由液体氧化剂供给系统和发动机主体系统组成. 相对固体火箭发动机, 它推进剂能量高、安全性好, 易实现推力调节, 可多次起动; 相对液体火箭发动机, 它结构简单可靠, 成本低廉, 多使用常温无毒推进剂. 国内外已有大量关于其燃烧机理和关键技术的基础性研究^[1-3], 并已经在探

空火箭、巡航靶弹和亚轨道载人飞船上得到了成功的应用^[4-5]. 这都说明固液火箭发动机发展到了工程应用阶段.

由于燃料和氧化剂分别采用不同状态的物质, 固液火箭发动机固体燃料燃速与燃烧室压强关系不大, 反而受到药柱燃烧通道中液体氧化剂流率的极大影响. 因此, 与固体火箭发动机不同,

收稿日期: 2010-10-29; 修订日期: 2010-12-13

作者简介: 朱浩(1983—), 男, 河北保定人, 博士生, 主要从事固液火箭发动机及固液动力飞行器的设计和研究.

E-mail: zhuhao@sa.buaa.edu.cn

其燃烧室压强时间曲线与燃料燃面随燃去肉厚变化曲线不一致,常用的星孔形、多根管形等药型在其内弹道性能中体现出新的特点.研究不同药型应用于固液火箭发动机的性能特点及其机理是固液火箭发动机实现工程应用的重要环节,目前国内外的研究文献很少.

本文对分别采用四种常用药型的固液火箭发动机进行了优化设计,并通过对优化结果的对比如分析,研究总结了不同药型应用于固液火箭发动机的性能特点,分析了其产生的机理,对相关固液火箭发动机的工程设计有借鉴意义.

1 二维药柱设计和计算

目前,应用于固液火箭发动机的药型较多,常用的二维药型有星孔形、车轮形、单圆孔形和多根管形等^[6-9].固液火箭发动机中固体燃料燃速主要由燃烧通道中的氧化剂流量决定,可近似认为燃烧表面各点燃速相同,所以其燃烧表面变化过程符合平行层燃烧理论.在初始药型参数已知的情况下,药柱截面的燃烧通道面积 A_p 和燃烧边界长度 S_c 唯一决定于燃去肉厚 e_1 ,下文即分别研究上述四种药型 A_p 和 S_c 随 e_1 的变化关系.

1.1 星孔形药柱

星孔形药柱截面的初始药型参数有药柱半径 R 、初始肉厚 e 、数量 n (星孔形药柱中即为星角数)、星角系数 γ 、星边夹角 θ 、初始半径 r (星孔形药柱中即为初始星槽圆弧半径),如图 1 所示.通过调节初始药型参数,星孔形药柱可实现增面、恒面和减面燃烧三种变化.星孔形药型的 A_p 和 S_c 随 e_1 的变化关系可由其几何关系推导得到^[10].

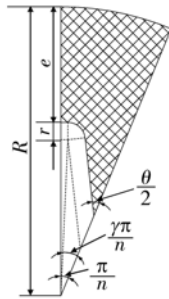


图 1 半个星角形状和参数

Fig. 1 Half star shape and parameters

1.2 车轮形药柱

车轮形药柱截面的初始药型参数有药柱半径 R 、初始肉厚 e 、初始半径 r (车轮形药柱中即为初

始轮心孔半径)、数量 n (车轮形药柱中即为车轮孔数),如图 2 所示.当药柱燃去肉厚为 e_1 时,有药柱肉厚

$$e_t = e - e_1 \quad (1)$$

轮心孔半径

$$r_t = r + e_1 \quad (2)$$

车轮孔内半径

$$r_1 = 2e_t + r_t \quad (3)$$

车轮孔外半径

$$r_2 = R - e_1 \quad (4)$$

燃烧边界长度

$$S_c = n(l_1 + l_2 + l_3 + l_4 + l_5) \quad (5)$$

燃烧通道面积

$$A_p = \pi r_2^2 + nA_1 \quad (6)$$

其中

$$l_1 = \theta r_t \quad (7)$$

$$l_2 = (\theta - 2\theta_1) r_1 \quad (8)$$

$$l_3 = (\theta - 2\theta_2) r_2 \quad (9)$$

$$l_4 = l_5 = r_1 \cos \theta_1 - r_2 \cos \theta_2 \quad (10)$$

$$\theta = 2\pi/n \quad (11)$$

$$\theta_1 = \arcsin(e/r_1) \quad (12)$$

$$\theta_2 = \arcsin(e/r_2) \quad (13)$$

$$A_1 = r_1^2 \frac{\theta - 2\theta_1}{2} - r_2^2 \frac{\theta - 2\theta_2}{2} - r_1 r_2 \sin(\theta_1 - \theta_2) \quad (14)$$

随着 e_1 的增加, A_p 和 S_c 显著增加,车轮形药柱是一种增面燃烧型药柱.

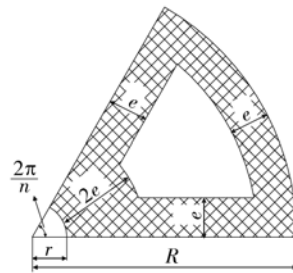


图 2 车轮孔形状和参数

Fig. 2 Wheel port shape and parameters

1.3 单圆孔形药柱

单圆孔形药柱结构最为简单,其截面的初始药型参数仅有药柱半径 R 和初始肉厚 e ,有

$$A_p = \pi(R - e + e_1)^2 \quad (15)$$

$$S_c = 2\pi(R - e + e_1) \quad (16)$$

单圆孔形药柱也是一种增面燃烧型药柱。

1.4 多根管形药柱

多根管形药柱的初始药型参数有初始半径 r (多根管形药柱中即为单管药柱初始外径)、药柱半径 R (多根管形药柱中即为燃烧室内径)、数量 n (多根管形药柱中即为管数)、初始肉厚为 e 。初始药型参数之间的关系按照图 3 所示定义,具体的数学关系由表 1 给出。多根管形药柱最显著的特点是数学上的恒面燃烧性,即 S_c 随 e_1 的增加严格不变,有

$$A_p = \pi R^2 - n\pi[(r - e_1)^2 - (r - e + e_1)^2] \quad (17)$$

$$S_c = 2n\pi(2r - e) \quad (18)$$

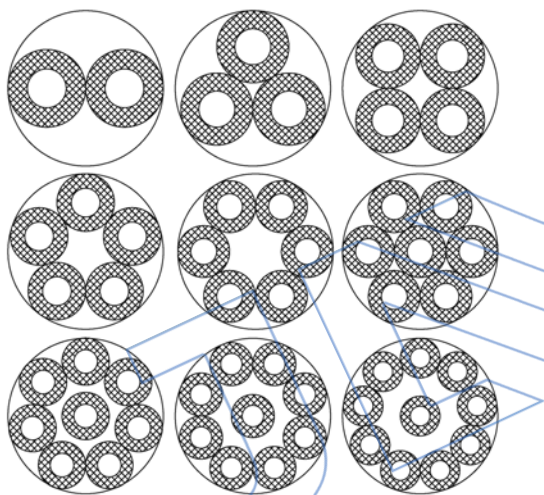


图 3 多根管形药柱

Fig. 3 Multi-tube shape grain

表 1 多根管形药柱参数定义

Table 1 Parameters define of multi-tube shape grain

n	1	2	3	4	5
r	R	$0.5R$	$0.464R$	$0.414R$	$0.370R$
n	6	7	8	9	10
r	$0.333R$	$0.333R$	$0.303R$	$0.277R$	$0.255R$

2 发动机优化设计

本文在建立固液火箭发动机系统设计模型的基础上,采用遗传算法驱动设计模型,完成固液火箭发动机的优化设计。

2.1 系统设计模型

固液火箭发动机的设计过程主要包括初步设计、内弹道仿真和部件设计三部分。初步设计主要是根据发动机初始药型参数 x_j (代表不同药型截面的初始参数)和初始设计参数:初始推力 F_i , 初始燃烧室压强 p_{ci} , 初始氧燃比 α_i 设计得到地面工作发动机的喷管扩张比、药柱尺寸、燃烧室尺寸等参数^[11]。计算燃烧室压强的微分方程可在固体火箭发动机的基础上添加液体氧化剂流量变化项得到。利用初步设计结果,通过求解压强微分方程可得到内弹道参数和发动机推力。之后参考工程经验可完成气瓶、贮箱、推力室等部件设计^[12],得到其质量和尺寸参数,从而建立由 $x_j, F_i, p_{ci}, \alpha_i$ 决定发动机性能参数的系统设计模型。该建模方法已在文献[13-14]中得到了成功应用。

为便于比较,算例中四种药型固液火箭发动机的设计变量 $x_j, F_i, p_{ci}, \alpha_i$ 的取值范围相同;均采用挤压式液体氧化剂输送系统,由理想气蚀文氏管保证氧化剂流量恒定;推进剂组合为 90% H_2O_2 / HTPB (hydroxyl-terminated polybutadiene, 端羟基聚丁二烯),在喷管扩张比 $\epsilon=4$, 燃烧室压强 $p_c=2$ MPa 时,热力计算得到的比冲 I_s 随氧燃比 α 变化的曲线如图 4 所示, α_b 为最大比冲对应的最佳氧燃比。

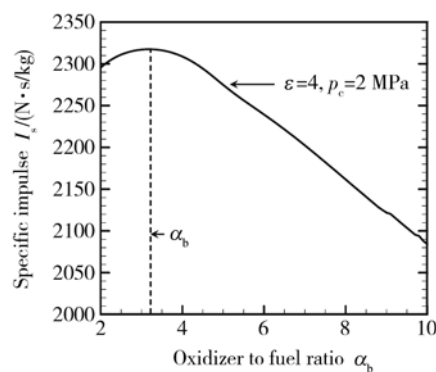


图 4 90% H_2O_2 / HTPB I_s - α 曲线

Fig. 4 90% H_2O_2 / HTPB I_s - α curve

2.2 优化模型

以系统设计模型为基础,采用遗传算法进行固液火箭发动机的优化设计。设计变量为初始药型参数 x_j 和初始设计参数 F_i, p_{ci}, α_i 。在总冲一定的情况下,发动机总质量 M 是衡量发动机性能的重要参数,因此目标函数为 M 最小,约束条件为总冲 I_t 大于要求值。为达到较好的燃烧状

态,限定发动机药柱的长细比 L_f/D_f . 优化数学模型为

$$\begin{aligned} \min M &= f_1(x_j, F_i, p_{ci}, \alpha_i); \\ \text{s. t. } I_t &= f_2(x_j, F_i, p_{ci}, \alpha_i) \geqslant \\ &1.2 \times 10^6 (\text{N} \cdot \text{s}); \\ L_f/D_f &= f_3(x_j, F_i, p_{ci}, \alpha_i) \leqslant 5. \end{aligned}$$

3 优化设计结果和分析

优化结果如表 2 和表 3 所示. 由表 2 可知,车轮形和多根管形发动机的质量较小,其设计变量中 R 较大, e 较小, F_i 较大, α_i 较小;星孔形和单圆

孔形发动机的质量较大,且 L_f/D_f 都达到了约束上限.

不同药型 S_c 随 e_1 的变化如图 5 所示. 可看出,多根管形和车轮形药柱能够提供更大的燃烧面积,星孔形和单圆孔形药柱能提供更长的燃烧时间. 由表 3 可知,车轮形和多根管形发动机推力更大,星孔形和单圆孔形发动机工作时间更长. 因此,车轮形和多根管形发动机适合大推力短时间工作,星孔形和圆孔形适合小推力长时间工作.

图 6 是不同药型优化结果中 p_c 随工作时间 t 变化的曲线. 对比图 5 可知, p_c 随 t 的变化趋势与 S_c 随 e_1 的变化趋势不一致,这与固体火箭发动机

表 2 优化结果
Table 2 Optimal results

药型	R/m	e/m	r/m	γ	$\theta/(\text{^\circ})$	n	F_i/kN	p_{ci}/MPa	α_i	M/kg	$I_t/10^6 (\text{N} \cdot \text{s})$	L_f/D_f
多根管形	0.195	0.031				4	2.09	2.08	2.58	775	1.20	3.2
单圆孔形	0.159	0.048					1.26	2.05	6.18	787	1.20	5.0
星孔形	0.157	0.048	0.003	0.779	84	10	1.51	2.07	4.25	782	1.20	5.0
车轮形	0.197	0.032	0.042			5	2.01	2.10	3.48	767	1.20	2.8

表 3 优化结果的性能参数
Table 3 Performance parameters of the optimal results

药型	比冲/ $(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$	平均 氧燃比	扩张比	平均推力/ kN	工作时间/ s	推进剂质量/ kg	结构质量/ kg	总长/ m	直径/ m
多根管形	2105	3.9	4.0	18.3	65.6	570	205	1.866	0.403
单圆孔形	2042	6.5	4.0	12.1	99.5	588	199	2.085	0.330
星孔形	2066	5.7	4.0	13.7	87.8	581	201	2.091	0.328
车轮形	2125	3.9	4.0	19.0	63.2	565	202	1.739	0.408

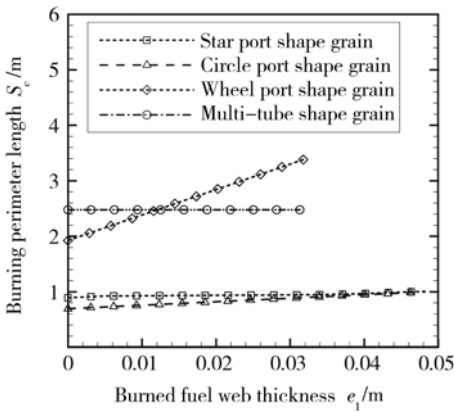


图 5 S_c-e_1 曲线
Fig. 5 S_c-e_1 curve

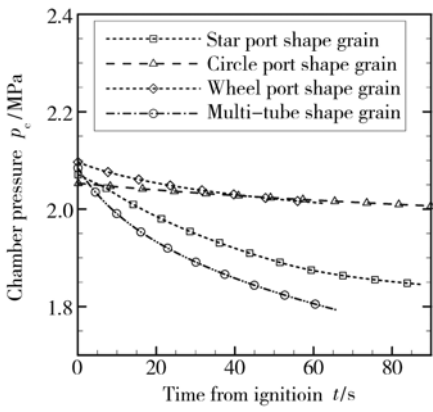


图 6 p_c-t 曲线
Fig. 6 p_c-t curve

不同. 无论药型是增面性还是恒面性, 固液火箭发动机的 p_c-t 曲线均呈下降趋势, 多根管形和星孔形这种恒面性药型发动机更为明显. 在固液火箭发动机中, 氧燃比

$$\alpha = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_o}{\dot{r} A_b \rho_f} \quad (19)$$

其中 $\dot{m}_o$, $\dot{m}_f$ 分别是氧化剂和燃料流量, ρ_f 是固体燃料密度. 与固体火箭发动机固体燃料燃速 $\dot{r}$ 主要由 p_c 决定不同, 固液火箭发动机中固体燃料燃速 $\dot{r}$ 主要由燃烧通道中氧化剂流率 G_o 决定

$$\dot{r} = a G_o^N = a (\dot{m}_o / A_p)^N \quad (20)$$

其中 a , N 分别是燃速系数和流率指数, 由试验拟合得到. 将式(20)代入式(19)中, 得到

$$\alpha = \frac{\dot{m}_o}{a \dot{m}_o^N \rho_f} \cdot \frac{A_p^N}{A_b} \quad (21)$$

可见, 在 $\dot{m}_o$ 一定的情况下, α 由 A_p^N / A_b 唯一决定. 不同药型发动机 A_p^N / A_b 的变化趋势如图7所示, α 变化趋势如图8所示, 可见两者一一对应. $\dot{m}_o$ 不变, α 增加导致 $\dot{m}_f$ 减少, 从而使 p_c 降低. 因此, p_c 的变化趋势与 α 变化的反趋势基本一致, 这是前述不同药型固液火箭发动机 p_c-t 曲线特点形成的主要原因. 药型自身特点决定了固液火箭发动机内弹道特性, 且越接近恒面性, p_c 下降值越大.

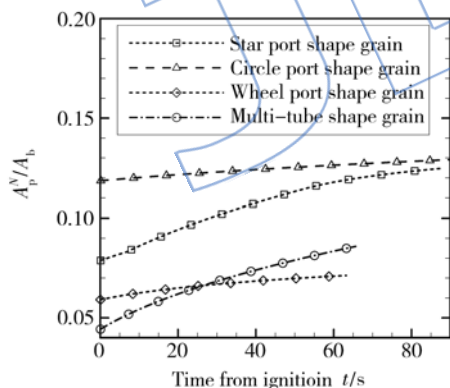


图7 A_p^N / A_b-t 曲线

Fig. 7 A_p^N / A_b-t curve

总冲一定, 在不约束药柱长细比的情况下, 减小发动机质量主要有两种途径: 一是调整 α 使发动机工作过程的平均氧燃比 α_{av} 接近 α_b , 提高比冲降低推进剂和结构质量; 二是增加 α 从而增加 α_{av} , 提高密度更大的氧化剂所占比重, 降低推进剂体积, 减小结构质量. 随着 α 的增加, 一方面氧化剂所占比重增大, 结构质量减小. 另一方面, 当 $\alpha_{av} \leq \alpha_b$ 时, 平均比冲增加, 总质量减少; 当 $\alpha_{av} > \alpha_b$

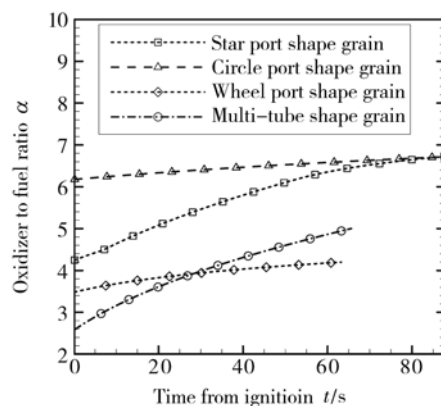


图8 $\alpha-t$ 曲线

Fig. 8 $\alpha-t$ curve

时, 平均比冲减少, 总质量增加. 因此, 为使发动机质量最小, 最佳发动机工作过程平均氧燃比 α_{avb} 必是一个稍大于 α_b 的值.

星孔形和单圆孔形等单孔形药柱的燃烧面积小、药柱长细比大, 若按 α_{avb} 设计, 会使固体燃料质量较大, 导致药柱过长不能满足约束要求. 因此, 在药柱长细比约束和质量最小的要求下, 存在一个大于 α_{avb} 的 α_{av} , 它使内孔形发动机药柱尽量长来提供更大的燃烧面积, 增加固体燃料流量, 以尽可能接近 α_{avb} , 同时刚好满足药柱长细比约束. 正如表2所示, 星孔形和单圆孔形药柱的长细比都达到了上限, 且优化得到的 α_{av} 都取值较大. 车轮形和多根管形发动机等多孔形药柱的燃烧面积大、药柱长细比小, 可按照 α_{avb} 设计. 如表3中所示, 车轮形和多根管形发动机优化得到的 α_{avb} 均为3.9, 比 α_b 略大, 证明了上述分析. 药柱长细比约束限制了内孔形药柱的比冲, 增加了推进剂和结构质量, 这是内孔形药柱质量偏大的主要原因.

4 结 论

本文在推导四种不同药型燃烧通道面积和燃烧边界长度随燃去肉厚变化规律的基础上, 利用固液火箭发动机系统设计模型, 采用遗传算法对不同药型固液火箭发动机进行了优化设计, 并对优化结果进行了比较和分析, 得出以下结论:

1) 车轮形和多根管形等多孔形药柱适合大推力短时间工作固液火箭发动机, 星孔形和单圆孔形等单孔形药柱适合小推力长时间工作的固液火箭发动机, 这与固体火箭发动机一致.

2) 与固体火箭发动机不同, 固液火箭发动机燃烧室压强随时间变化趋势与药柱燃烧边界长度随燃去肉厚变化趋势不一致; 固液火箭发动机内

弹道曲线变化趋势基本由药柱 A_p^N/A_b 的变化规律决定;药型越接近恒面性,其内弹道曲线下降值越大。

3) 在设计固液火箭发动机时,质量最小对应的最佳平均氧燃比与热力计算最佳氧燃比不相等,而是一个比后者略大的值。

4) 在相同总冲和药柱长细比的要求下,车轮形和多根管形固液火箭发动机质量比星孔形和单圆孔形小,主要原因是其固体燃料药柱能够提供较大燃烧面积,可以按照最佳氧燃比进行设计。

参考文献:

- [1] Altman D. Hybrid rocket development history[R]. AIAA Paper 91-2515, 1991.
- [2] Martin J C, Kenneth K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [3] 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)
- [4] Markopoulos P, Szedulat J A, Abelf T. Application of hybrid rocket booster to launch vehicle systems[R]. AIAA 1997-2934, 1997.
- [5] Franklin B M. Early developments in hybrid propulsion technology at the air force rocket propulsion laboratory [R]. AIAA 95-2946, 1995.
- [6] Robert J C, Richard D L. Hybrid rocket propulsion performance prediction[R]. AIAA 2005-3548, 2005.
- [7] Farlane J S, Kniffen R J, Lichatowich J. Design and testing of AMROC's 250 000 lbf thrust hybrid motor[R]. AIAA 93-2551, 1993.
- [8] Wendell H, Michael W. Design of a small H_2O_2 /HTPB hybrid sounding rocket motor[R]. AIAA 96-0008, 1996.
- [9] Nobuo T, Atsushi I. Improved ignition devices for 90% hydrogen peroxide/polyethylene hybrid rocket engine[R]. AIAA 2007-5365, 2007.
- [10] 王光林, 蔡峨. 固体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [11] Lorenzo C, Dario P. Optimal design of hybrid rocket for microgravity platform[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 491-498.
- [12] 朱宁昌, 刘国球. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [13] 池元成, 饶大林, 方杰, 等. 多目标蚁群算法及其在固液混合火箭发动机系统优化设计中的应用[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1482-1486.
CHI Yuancheng, RAO Dalin, FANG Jie, et al. A multi objective ant colony algorithm and its application in system optimization design for hybrid rocket motor[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1482-1486. (in Chinese)
- [14] 饶大林, 郑贇韬, 李新田, 等. 固液混合火箭发动机仿真与优化设计[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 513-518.
RAO Dalin, ZHENG Yuntao, LI Xintian, et al. Simulation and optimization design of hybrid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 513-518. (in Chinese)