

文章编号:1000-8055(2012)09-2128-06

泵压式固液火箭发动机系统仿真与优化设计

朱 浩, 孔德帅, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 提出了以高质量分数过氧化氢为氧化剂的泵压式固液火箭发动机的系统仿真和优化设计方法. 利用高质量分数过氧化氢易催化分解的特点, 建立了采用泵压式输送系统的固液火箭发动机系统仿真模型, 并应用遗传算法分别对采用挤压式和泵压式两种输送系统的固液火箭发动机开展优化设计. 结果显示: 虽然增加了管路系统的复杂性, 但在总冲相同时, 泵压式固液火箭发动机在质量、体积、比冲等性能上均优于挤压式固液火箭发动机, 因此具有更大的工程应用潜力和优势.

关 键 词: 固液火箭发动机; 泵压式输送系统; 系统仿真; 设计优化; 遗传算法

中图分类号: V436

文献标志码: A

System simulation and optimal design of hybrid rocket motor with pump feed system

ZHU Hao, KONG De-shuai, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: System simulation and optimal design of hybrid rocket motor with pump feed system were proposed. The high concentration hydrogen peroxide was selected as the oxidizer. Based on the fact that the high concentration hydrogen peroxide can be easily catalyzed, a pump feed system was used and a system simulation procedure was programmed. The genetic arithmetic was used in the hybrid rocket motor optimal design process. The optimal design results show that hybrid motor with a pump feed system shows more engineering application potential compared with hybrid motor with a gas pressure feed system, because its performances are better.

Key words: hybrid rocket motor; pump feed system; system simulation; optimal design; genetic arithmetic

当前, 无毒无污染、快速响应、低成本成为航天运载器的重要发展方向. 液体火箭发动机现多使用低温或有毒推进剂, 结构复杂, 保障烦琐; 固体火箭发动机不易多次启动和长时间工作. 自身结构特点导致两者短期内很难改进各自缺点. 采用液体氧化剂和固体燃料的固液火箭发动机, 结构简单、安全可靠, 可多次启动和进行推力调节, 很好的弥补了固体或液体火箭发动机的不足. 国

内外开展了大量固液火箭发动机的机理和方案研究^[1-7], 并在以“太空船一号”为代表的飞行器中得到了实际应用^[8].

98% H_2O_2 /HTPB(丁羟)是一种常温无毒的推进剂组合, 其中 98% H_2O_2 催化分解产物为氧气和水, 可利用其驱动涡轮泵或返回贮箱增压. 泵压式输送系统虽然比挤压式输送系统更为复杂, 但在总冲较大的情况下可有效减少结构质量, 同

收稿日期: 2012-10-13

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.028.html>

作者简介: 朱浩(1983—), 男, 河北保定人, 博士生, 主要从事固液动力飞行器总体设计研究.

时提高发动机比冲。利用 98% H_2O_2 催化分解产物可用于驱动涡轮和增压贮箱的特性,本文开展了泵压式固液火箭发动机系统仿真和优化设计,并与挤压式方案对比分析,探索泵压式固液火箭发动机的设计方法和潜在应用优势。

1 系统仿真和优化设计流程

本文首先建立固液火箭发动机的系统仿真模型,将固液火箭发动机的设计过程转化为由初始设计参数计算发动机性能参数的数学模型,作为优化设计的基础。之后以发动机总质量为目标函数,以发动机总冲、药柱长细比为约束条件,采用遗传算法开展固液火箭发动机的优化设计。系统仿真和优化设计的流程如图 1 所示。

2 系统仿真

系统仿真基于以下设定:推进剂组合为 98% H_2O_2 /HTPB;选用车轮形药柱;选用理想汽蚀文氏管保持液体氧化剂流量恒定;选择潜入式锥形喷管;燃烧室绝热层厚度为 5 mm,喷管绝热层厚度为 10 mm。

2.1 初步设计

车轮形药柱共有 5 个初始药形参数:药柱半径 R 、初始肉厚 e 、初始轮心孔半径 r 、车轮孔数 n 和车轮孔倒角半径 r_1 ,如图 2 所示。已知初始药形参数,根据平行层燃烧规律可由燃去肉厚 e_1 求得药柱截面通道面积 A_p 和燃烧周界长度 S_c 。已知推进剂性质和结构材料参数,根据推力、流量和压强的关系,可由初始设计参数:初始推力 F_i 、燃烧室初始压强 p_{ci} 、初始氧燃比 α_i 、扩张比 ϵ 和贮箱压强(泵压式) p_t 与 5 个初始药形参数进一步求得药柱长度、燃烧室初始装填体积等发动机工作初始时刻的初步设计参数。

2.2 内弹道计算

内弹道计算的目的是由初步设计参数确定燃烧室压强与时间的关系,进而求得推力。设燃气为理想气体,不考虑燃烧室热损失,忽略燃气密度的影响,参考固体火箭发动机内弹道计算方法^[9],可得到固液火箭发动机燃烧室压强计算公式。利用 4 阶龙格库塔法,由初步设计参数,可得到发动机推力、燃烧室压强、工作时间等性能参数。

2.3 部件设计

固液火箭发动机的主要部件有气瓶、贮箱、燃烧室、喷管、涡轮泵、催化床、管路和阀门等。其中,

挤压式输送系统中阀门管路总质量设定为 30 kg,泵压式输送系统中阀门管路较多,其总质量设定为 50 kg;燃烧室和喷管的尺寸主要由燃烧室压强、扩张比和药柱尺寸决定,可由工程算法计算^[10];气瓶、贮箱、涡轮泵、催化床等增压系统部件的质量与尺寸主要由氧化剂质量和采用的增压方式决定。

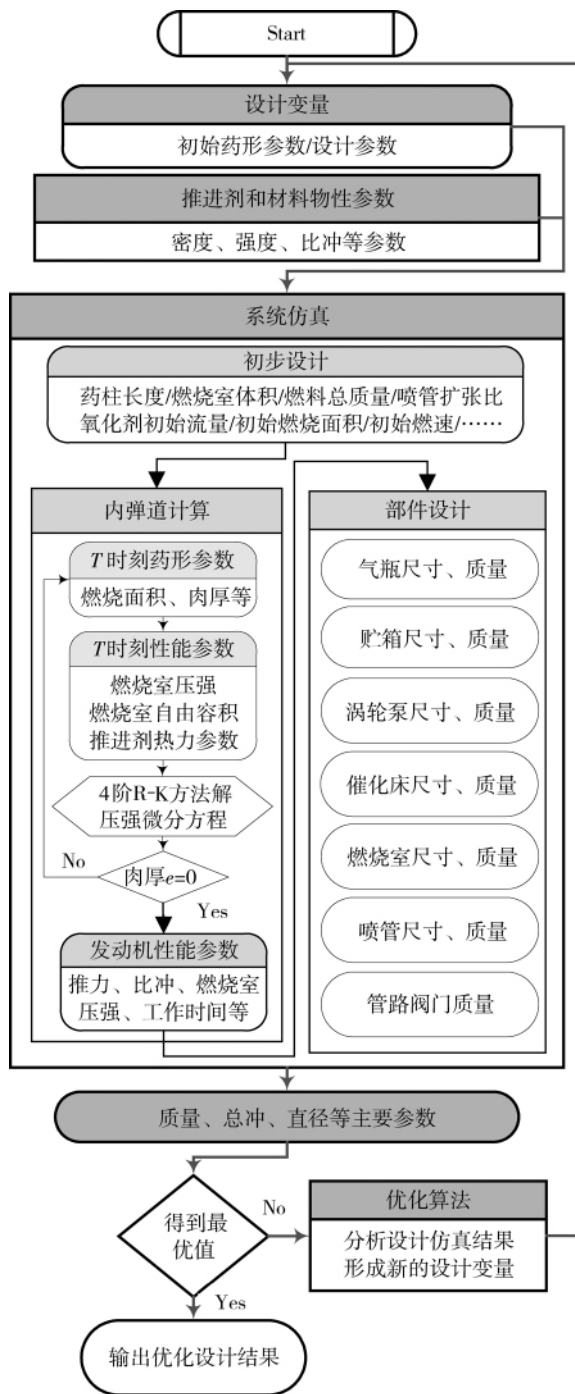


图 1 优化设计流程图

Fig. 1 Optimal design process

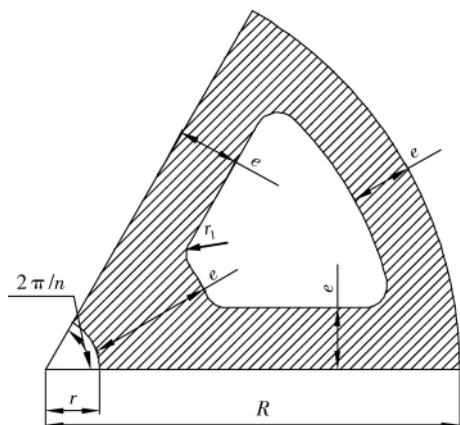


图 2 车轮孔药柱截面形状

Fig. 2 Section shape of wheel port grain

2.3.1 挤压式输送系统

主要由高压气瓶向贮箱增压, 贮箱压强 p_t 由燃烧室压强 p_c 决定, 原理如图 3 所示. 其中 p_1 和 p_2 分别表示贮箱前、后管路压降, 取值为上游压力的 15%; p_h 为喷注器压降, 取 0.5 MPa. 气瓶初始压强设为 30 MPa. 挤压式输送系统中, 贮箱中液体氧化剂全部用于燃烧消耗, 进而根据工程方法可求得贮箱和气瓶的尺寸和质量^[11].

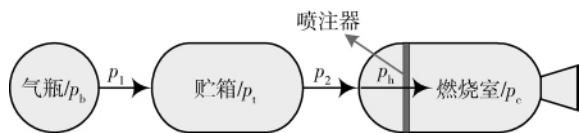


图 3 挤压式输送系统原理图

Fig. 3 Gas pressure feed system

2.3.2 泵压式输送系统

贮箱由催化分解的气体增压. 燃烧室压强 p_c 与贮箱压强 p_t 无直接关系, 由涡轮泵增压. 涡轮泵增压后的液体氧化剂分为两路, 主路进入燃烧室燃烧, 辅路进入催化床产生高温工质气体驱动涡轮泵; 催化床分解后产生的工质气体也分为两路, 一路驱动涡轮泵, 另一路返回贮箱增压, 系统原理如图 4 所示. 其中 p_3 为泵后管路压降, p_4 为

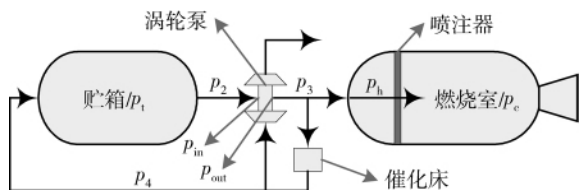


图 4 泵压式输送系统原理图

Fig. 4 Pump feed system

催化床出口后管路的压降, 取值均为上游压力的 15%.

贮箱压强 p_t 为系统仿真的输入变量. 泵压式输送系统中, 贮箱中液体氧化剂质量除用于燃烧消耗外, 部分经催化分解后用于增压贮箱和驱动涡轮, 进而根据工程方法可求得贮箱的尺寸和质量. 由图 4 可知, 泵入口压强

$$p_{in} = p_t - p_2 \quad (1)$$

泵出口压强

$$p_{out} = p_c + p_h + p_3 \quad (2)$$

计算中采用单级同轴涡轮泵. 在初步设计时, 可根据泵的净正抽吸压头、泵的体积流量和当前可能达到的气蚀比转速来计算泵的转速 n_p . 则叶轮外径

$$D_p = \frac{60}{\pi n_p} \sqrt{\frac{H_p g}{\varphi}} \quad (3)$$

其中 H_p 为泵的扬程, 由泵出、入口压强决定; φ 为泵的压头系数, 一般取 0.65~0.70. 涡轮的平均半径

$$D_t = \frac{60}{\pi n_t} \lambda \sqrt{2h_t} \quad (4)$$

其中 h_t 是涡轮工质比焓降, 决定于工质气体热力学性质和涡轮出入口压强; n_t 是涡轮转速, 等于泵转速; λ 是经验常数. 涡轮所需工质流量

$$\dot{m}_{mt} = \frac{p_t}{h_t \eta_t} \quad (5)$$

其中涡轮功率 p_t 与泵功率相同, 单级涡轮的效率 η_t 一般取 0.35~0.45.

涡轮泵的质量可表示成经验密度与其体积的乘积^[12]. 按照图 5 所示计算涡轮泵结构尺寸, 进而计算其质量.

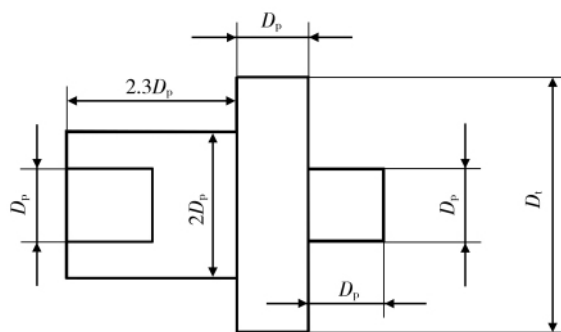


图 5 涡轮泵体积计算

Fig. 5 Volume computing schematic of the turbine pump

催化床的氧化剂来自于泵出口, 因此催化床

的室压

$$p_{\text{ct}} = p_{\text{out}} - p_3 \quad (6)$$

催化分解的工质特性由热力计算得到。设定催化床床载为 $200 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 、催化床长度为 10 cm 。催化床壳体采用不锈钢材料,厚度由第三强度理论计算,长度为 20 cm 。经过催化床的氧化剂流量为涡轮所需工质流量 $\dot{m}_{\text{mt}}$ 与增压贮箱流量 $\dot{m}_{\text{ot}}$ 之和, $\dot{m}_{\text{ot}}$ 可根据理想气体状态方程求得。按以上方法,可求得催化床的质量和尺寸。

通过初步设计、内弹道计算和部件设计,建立了固液火箭发动机的系统仿真模型,输入参数为初始药形参数 (R, e, r, n, r_1) 和初始设计参数 $(F_i, p_{\text{ci}}, \alpha_i, \epsilon, p_t)$ 。

3 优化设计

以固液火箭发动机系统仿真模型为基础,应用多岛遗传算法,分别对采用泵压式和挤压式输送系统的固液火箭发动机开展优化设计。

3.1 设计变量、目标函数与约束条件

初始药形参数中车轮孔倒角半径 r_1 对发动机性能影响较小,设为定值;因此,优化变量为 4 个初始药形参数 R, n, e, r 和 5 个初始设计参数 $F_i, p_{\text{ci}}, \alpha_i, \epsilon, p_t$ (泵压式),取值范围如表 1 所示。发

表 1 设计变量及取值范围

Table 1 Design variables and their boundaries

设计变量	约束上限	约束下限
R/m	0.477	0.275
e/m	0.05	0.01
r/m	10	4
n	0.95	0.75
F_i/kN	70.0	10.0
p_{ci}/MPa	5.5	2.0
α_i	8.0	1.5
ϵ	100.0	20.0
p_t/MPa	7.0	0.5

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 和药柱长细比 L_t/D_t (影响燃烧状态)。优化设计的数学模型如公式(7)所示。

$$\min M = f_1(R, n, e, r, F_i, p_{\text{ci}}, \alpha_i, \epsilon, p_t);$$

$$\text{s. t. } I_t = f_2(R, n, e, r, F_i, p_{\text{ci}}, \alpha_i, \epsilon, p_t) \geq$$

$$1.5589 \times 10^7 (\text{N} \cdot \text{s});$$

$$L_t/D_t =$$

$$f_3(R, n, e, r, F_i, p_{\text{ci}}, \alpha_i, \epsilon, p_t) \leq 5 \quad (7)$$

3.2 优化方法

遗传算法是模拟生物在自然环境中的遗传和进化过程而形成的一种自适应的全局优化、具有鲁棒性的搜索算法,可以解决复杂的非连续变量问题^[13-14]。多岛遗传算法由普通遗传算法发展而来,与其主要区别是把每一代人口(可行域)划分为多个称为岛的子区域,传统遗传算法中的选择、交叉和突变在每个岛上分别进行,同时会有部分基因由某个岛周期性的迁移到其他岛上。多岛遗传算法中的迁移操作保持了优化解的多样性,提高了包含全局最优解的机会^[15]。针对系统仿真的数学模型复杂、不能提供较好的初始设计点、同时包含连续和离散设计变量(车轮孔数 n)的特点,为了实现较好的全局搜索,本文采用多岛遗传算法进行优化设计。

4 优化结果和分析

优化结果如表 2 所示,目标函数 M 随遗传代数的收敛如图 6 所示,泵压式方案中连续变量燃烧室压强 p_{ci} 和离散变量车轮孔数 n 随遗传代数的变化如图 7 所示,可见遗传算法适用于同时含有连续和离散变量的固液火箭发动机的优化设计。

4.1 质量对比

优化结果的质量参数如表 3 所示。采用泵压式输送系统,因需驱动涡轮和增压贮箱,导致氧化剂、阀门管路和贮箱质量略有增加;但贮箱压强低于燃烧室压强,且不需高压气瓶增压,大大降低了

表 2 优化设计结果

Table 2 Optimal design results

输送系统	设计变量									目标	约束	
	R/m	e/m	r/m	n	F_i/kN	p_{ci}/MPa	α_i	ϵ	p_t/MPa	M/kg	$I_t/10^7 (\text{N} \cdot \text{s})$	L_t/D_t
泵压式	0.453	0.073	0.089	4	80	2.23	3.46	100	0.5	5738	1.5589	2.24
挤压式	0.520	0.055	0.220	4	82	2.00	3.79	97		5937	1.5589	1.85

发动机结构总质量. 因此, 泵压式固液火箭发动机总质量小于挤压式, 且质量分数更高.

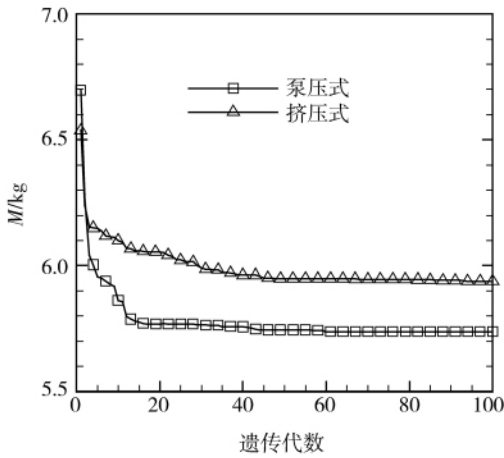


图 6 目标函数迭代收敛过程
Fig. 6 Iteration and convergence processes of M

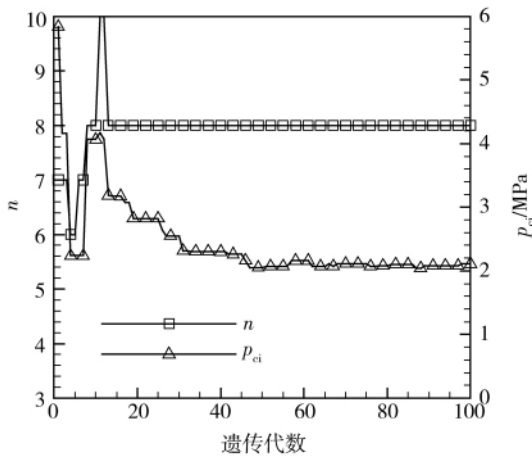


图 7 车轮孔数和燃烧室压强迭代收敛过程
Fig. 7 Iteration and convergence processes of n and p_{ci}

表 3 优化结果的质量参数
Table 3 Mass parameters of optimal design results

参数	泵压式	挤压式
结构质量/kg	607	858
无效推进剂质量/kg	124	64
有效推进剂质量/kg	5 007	5 014
总质量/kg	5 738	5 937
质量分数	0. 873	0. 844

4.2 尺寸对比

优化结果的尺寸参数如表 4 和表 5 所示. 采用泵压式输送系统方案的燃烧室、贮箱直径较小, 且涡轮泵和催化床的尺寸远小于高压气瓶, 因此占用体积比挤压式减少了近 20%, 且更便于在飞行器结构中的布局.

表 4 挤压式优化结果的尺寸参数
Table 4 Dimension parameters of gas pressure feed system's optimal design results

部件	长度/m	直径/m	体积/ m^3
燃烧室	4. 716	1. 060	4. 164
贮箱	3. 637	1. 060	3. 211
气瓶	0. 831	1. 060	0. 734
总计			8. 110

表 5 泵压式优化结果的尺寸参数
Table 5 Dimension parameters of pump feed system's optimal design results

部件	长度/m	直径/m	体积/ m^3
燃烧室	4. 618	0. 926	3. 108
贮箱	4. 702	0. 926	3. 164
涡轮泵	0. 242	0. 157	0. 005
催化床	0. 465	0. 371	0. 050
总计			6. 327

4.3 其他性能参数对比

优化结果的其他性能参数如表 6 所示. 因可采用较高的燃烧室压强, 泵压式方案的平均比冲高于挤压式; 因工作过程的平均氧燃比较小, 使燃

表 6 优化结果的其他性能参数
Table 6 Other performance parameters of optimal design results

参数	泵压式	挤压式
平均推力/kN	81. 1	84. 3
工作时间/s	192	185
平均比冲/ $(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$	3 114	3 109
平均氧燃比	4. 00	4. 22
平均燃烧室压强/MPa	2. 15	1. 94
扩张比	100	97

速降低,在总冲相同时,泵压式方案推力减小,工作时间增加,有利于降低飞行中有效载荷承受的过载。

综上所述,采用泵压式输送系统的固液火箭发动机,虽然系统复杂性比采用挤压式有所增加,但在质量、尺寸、比冲等几乎所有性能参数上均有所提高,在实际工程应用中更具优势和潜力。

5 结 论

1) 采用的泵压式固液火箭发动机系统仿真和优化设计方法合理可行。

2) 遗传算法对同时含有连续和离散变量的固液火箭发动机系统的优化设计有很好的适用性。

3) 采用泵压式输送系统的固液火箭发动机,虽然系统复杂性比采用挤压式有所增加,但在质量、尺寸、比冲等性能参数上均有所提高,在实际工程应用中更具优势和潜力。

参考文献:

- [1] Altman D. Hybrid rocket development history[R]. AIAA Paper 91-2515, 1991.
- [2] 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.
- [3] Tsohas J, Doppers L J, Heister S D. Sounding rocket technology demonstration for small satellite launch vehicle project[R]. AIAA Paper RS5-2007-5004, 2007.
- [4] Casalino L, Pastrone D. Optimal design of hybrid rocket motors for microgravity platform[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 491-498.
- [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] 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): 1151-1155.
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): 1151-1155. (in Chinese)
- [7] 池元成,朱浩,方杰,等. 改进粒子群优化算法在亚轨道飞行器固液混合发动机设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2010-2014.
CHI Yuancheng, ZHU Hao, FANG Jie, et al. Optimal design of hybrid rocket motor for sub-orbital vehicle based on improved particle swarm optimization[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2010-2014. (in Chinese)
- [8] 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): 2346-2351.
ZHU Hao, CAI Guobiao. Performance characteristics of hybrid rocket motors with different grain types[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2346-2351. (in Chinese)
- [9] 李宜敏,张中钦,张远君. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1991.
- [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] 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.
- [12] Werthman W L, Schroedea C A. A preliminary design code for hybrid rockets[R]. AIAA Paper 94-0006, 1994.
- [13] Bayley D J, Hartfield R J, Burkhalter J E, et al. Design optimization of a space launch vehicle using a genetic algorithm[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(4): 733-740.
- [14] Schoonover P L, Crossley W A, Heister S D. Application of a genetic algorithm to the optimization of hybrid rockets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 622-629.
- [15] HONG Bo, Soh T Y, Pey L P. Development of a helicopter blade FE model using MIGA optimization[R]. AIAA Paper 2004-1915, 2004.