

文章编号:1000-8055(2013)04-0941-06

固液火箭发动机试验燃速的计算

吴俊峰, 田 辉, 李君海, 俞南嘉, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于固液火箭发动机固体药柱燃速与药柱通道氧化剂质量流率的关系, 推导分析得出: 在 2 s 短工作时间内或者药柱通道直径增大 10% 的情况下, 燃烧室压力与其氧化剂质量流量成正比。因此通过试验测量的燃烧室压力可计算得到发动机转级或者关机拖尾段中的氧化剂质量流量。据此, 计算发动机拖尾段消耗的燃料质量, 消除发动机拖尾段燃料消耗对平均燃速的影响, 可以修正常用的计算试验燃速的起止点平均法。利用此方法对两种试验推进剂组合的燃速进行了计算, 原偏高的燃速值降低约 20%, 不同尺寸发动机的燃速符合尺寸规律, 偏差在 5% 以内, 使小尺寸发动机测得的燃速可应用到大尺寸发动机的设计中。

关 键 词: 燃速计算; 固液火箭发动机; 燃烧室压力; 氧化剂质量流量; 起止点平均法

中图分类号: V436

文献标志码: A

Calculation of experimental regression rate of hybrid rocket motor

WU Jun-feng, TIAN Hui, LI Jun-hai, YU Nan-jia, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: Combustion chamber pressure of hybrid rocket motor was estimated to be proportional to its oxidizer mass flow rate under the conditions of short work duration of less than 2 s or minor variation of grain port diameter within 10%. The conclusion was deduced from the exponential relation between solid fuel regression rate of hybrid rocket motor and corresponding oxidizer mass flux. The oxidizer mass flow rate during motor throttling or shutdown was calculated through pressure curve from motor test and obtain the fuel mass consumed consequently. By eliminating the mass consumed during motor shutdown, the overestimated regression rate calculated from motor test through end point average method was improved. Regression rates of two sets of propellant were calculated through the improved method from test results. The rates reduce about 20% and the results between different motor sizes agree with the scale effect within an error of 5%. It is thus reasonable to apply the regression rate from small scale motor to the design of large scale motor design.

Key words: calculation of regression rate; hybrid rocket motor;
combustion chamber pressure; oxidizer mass flow rate;
end point average method

固液火箭发动机固体燃料燃速规律是固液火箭发动机研究的基本方面。Marxman 和 Gilbert^[1]提出了基于湍流扩散燃烧理论的燃速规

律, Altman 等人^[2]对此进行了修正, 得出燃速与药柱通道质量流率 $G^{0.8}$ 成正比的规律。在此基础上, Marxman 等人^[3]研究了辐射热流对燃速的影

收稿日期: 2012-10-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.941_031.html

作者简介: 吴俊峰(1984—), 男, 浙江衢州人, 博士生, 主要从事固液火箭发动机研究。

响,发现对不含金属的燃料影响小,而 Strand 等人^[4]认为在低质量流率下辐射的影响不可忽略, Estey 等人^[5]研究了金属添加物的影响, Kosdon 等人^[6]以及一些后来者考虑了燃烧压力对燃速的影响,但被应用最多的还是 Marxman 等人提出的规律。

关于试验燃速的测量,文献^[7]对众多测量手段,如超声速测量、X光拍照、阻抗测量等,进行比较分析。这些手段可获得一定条件下的燃速时间或空间分布,但是,固液火箭发动机的试验研究中,通常并不适合这些测量手段的介入。Wernimont 等人^[8]基于发动机工作过程中特征速度不变的假设,采用积分拟合的方法,得到试验燃速随发动机工作时间的变化,相比于传统的起止点平均方法——这种方法过去和现在都被广泛地使用——展现了更多的细节。李新田等人^[9]对这种方法进行了改进,假设发动机工作过程中的燃烧效率不变,瞬时的特征速度可由当时氧燃比下的理论特征速度计算而来,通过迭代计算得到瞬时燃速,并与试验结果吻合良好。国内的研究者^[10]也进行过更简单的拟合尝试。另外, Zilwa 等人^[11]提供了一种通过测量发动机内 Helmholtz 振荡频率来计算发动机药柱实时平均内径的方法,得到了关联良好的结果。但是,这种方法也有诸多限制,需要通过起止点平均法先获得燃速与质量流率的指数关系。Karabeyoglu 等人^[12]基于固体燃速的幂函数公式,推导了无量纲的时间和空间平均燃速公式,计算通道直径平均、通道面积平均及通道质量流率平均等多种平均方法的误差。

获得固液火箭发动机燃速的直接方法是进行小尺寸或者缩比发动机的试验,测量或基于测量计算得到燃速,拟合燃速规律,然后根据一定的相似准则^[13]和不同药型的性能特点^[14],预估不同尺寸下发动机的真实燃速,为发动机设计或研究提供依据^[15]。

本文基于燃速与药柱通道质量流率的指数关系,对简单而常用的起止点平均法进行修正,处理试验数据,计算试验燃速,拟合燃速规律。

1 固液火箭发动机特性分析

固液火箭发动机的燃速公式如式(1),固体燃料线性燃速 $\dot{r}$ 与药柱通道氧化剂质量流率 G_o 为指数关系,其中 a 和 n 为两个系数。式(2)计算药柱通道氧化剂质量流率,其中 $\dot{m}_o$ 为氧化剂质量流量, A 为通道截面面积。

$$\dot{r} = a \cdot G_o^n \quad (1)$$

$$G_o = \dot{m}_o / A \quad (2)$$

式(3)计算发动机的氧燃比 O_f ,即氧化剂质量流量 $\dot{m}_o$ 与燃料质量流量 $\dot{m}_f$ 之比。其中 ρ 是固体燃料的密度, S 为固体药柱燃面面积。不同的 O_f 下,发动机的特征速度 c^* 、比冲等性能参数不同。

$$O_f = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_o}{\rho \dot{r} S} \quad (3)$$

1.1 氧燃比的变化规律

管型药柱因其截面简单易于生产,常作为燃速测量的首选药型。式(1)和式(2)代入式(3)中,并由圆柱形燃面面积公式计算燃面 S ,则可得到式(4)。

$$O_f = \frac{\pi^{n-1} R^{2n-1} \dot{m}_o^{1-n}}{2a\rho l} = C_1 R^{2n-1} \dot{m}_o^{1-n} \doteq C_2 \dot{m}_o^{1-n} \quad (4)$$

其中 l 是药柱的长度, C_1 和 C_2 代表不同情况下的常系数。当 $\dot{m}_o$ 不变时, O_f 只随药柱通道半径 R 变化。指数 n 的理论值为 0.8,多数试验测得的值在 0.5~0.7^[7]。 n 为 0.8 时,若 R 增大 10%, O_f 增大 5.8%; n 为 0.6 时,相同情况下, O_f 只增大 1.9%。而固液火箭发动机常用的聚合物燃料的燃速很低,约为 1 mm/s 的量级,发动机工作 1~2 s 的情况下, R 仅增大 10% 或更小,因此相应的 O_f 变化小。药柱通道直径越大,这种变化越小。

固液火箭发动机在转级或者关机时,氧化剂质量流量变化大,但持续时间短,仅几分之一秒到几秒的量级,在此期间 R 的变化小。这种情况下, O_f 仅与氧化剂质量流量的变化相关。因此,可用式(4)中最右端的关系式来计算 O_f 的变化。作者进行试验的一种发动机,其端羟基聚丁二烯(HTPB)燃料药柱长度为 500 mm,药柱通道初始直径为 30 mm,在关机过程中,氧化剂质量流量由额定值 0.15 kg/s 逐渐减小到 0 kg/s。用式(4)计算在这个过程中的氧燃比变化,如图 1 所示,其中 a 取拟合的经验值。 n 取不同值时, O_f 随氧化剂流量减小而减小的速率不同。可以看到,越接近理论值 0.8, O_f 的变化越平缓。

图 2 是通过热力计算获得的气氧(GOx)与 HTPB 推进剂组合的理论 c^* 与 O_f 的关系。可看出,在富氧侧 c^* 随 O_f 变化平缓,而在富燃侧 c^* 变化更剧烈。

当氧化剂质量流量接近 0 kg/s 时,燃速很低,对文中计算燃料消耗的影响很小,因此只考虑氧

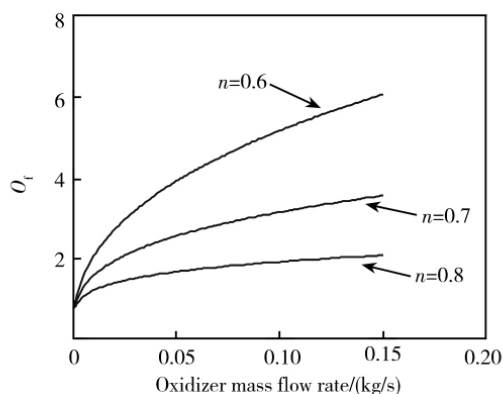


图1 氧化剂质量流量与氧燃比的关系

Fig. 1 Relations between oxidizer's mass flow rate and oxidizer to fuel ratio

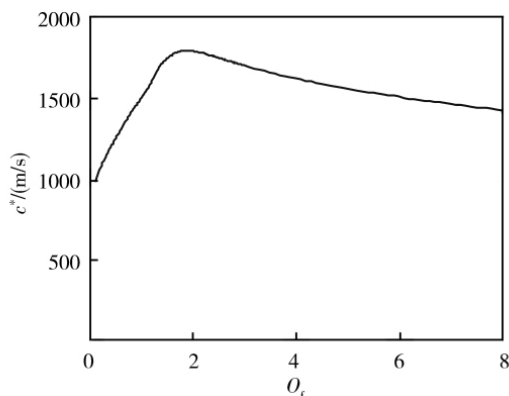


图2 GOx与HTPB组合的特征速度

Fig. 2 Characteristic velocity of GOx/HTPB propellant

化剂质量流量逐渐降低到额定值 $1/6$ 的过程. 结合图1, 可以看到, 当 n 趋近 0.8 时, 虽然 O_f 处于 c^* 随其变化剧烈的范围, 但 O_f 自身的变化小, 所以 c^* 变化小; 而当 n 值为 0.7 或 0.6 时, 情况正相反, c^* 变化也小. 因此, 在发动机关机的主要过程中, 特征速度的变化小.

1.2 燃烧室压力与氧化剂质量流量的关系

发动机的特征速度是燃烧室压力的主要参数, 燃烧室压力是发动机试验中测量的基本参数, 式(5)表示了燃烧室压力与特征速度的经典关系

$$p_c = \frac{\dot{m} c^*}{A_t} = \frac{\dot{m}_o (1 + 1/O_f) c^*}{A_t} \quad (5)$$

其中 p_c 为燃烧室压力, $\dot{m}$ 为燃气总质量流量, A_t 为喷管喉部面积, 此关系也是研究者^[8-9]进行燃速拟合计算的基础. 根据前文的分析, 发动机短时工作的情况下, O_f 是 $\dot{m}_o$ 的函数, c^* 变化小, 从式(5)可以看到, 燃烧室压力关系中显著变化的只有

$\dot{m}_o$. 因此, 固液火箭发动机的燃烧室压力也仅是发动机氧化剂质量流量的函数. 对式(5)作适当变换, 得到式(6)

$$\frac{p_c A_t}{\dot{m}_o} = (1 + 1/O_f) c^* \quad (6)$$

发动机关机过程的拖尾段中, R 变化小, A_t 没有变化, 基于前文介绍的试验发动机, 联立式(4)和式(6)可得到如图3的燃烧室压力随氧化剂质量流量减小而减小的关系.

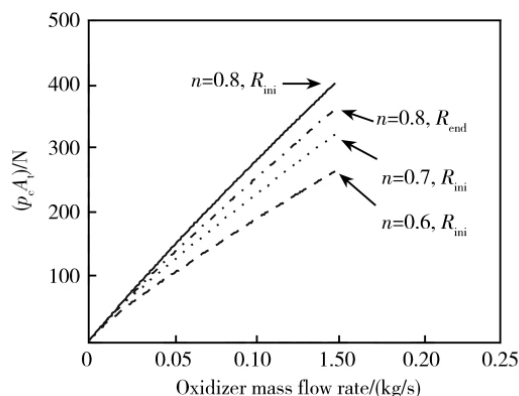


图3 燃烧室压力与氧化剂质量流量的关系

Fig. 3 Relations between chamber pressure and oxidizer mass flow rate

图3中 R_{ini} 是初始通道半径, R_{end} 是最大通道半径. 燃烧室压力与氧化剂质量流量近似是线性关系, 特别是 n 接近 0.8 的时候. 当 n 逐渐变小, 如 0.7 或者 0.6 , 这种线性关系依然保持, 只是在氧化剂质量流量接近 0 kg/s 的时候有一些偏离, 使它们拟合的直线有一个小的正截距. 图中也对比了不同药柱通道直径下两者的关系, 当 R 增大了 50% 后, 这两者差距的最大值出现在氧化剂质量流量最大的时候, 约为 10% , 而实际过程中, R 的变化不足 10% . 因此, 在关机的拖尾段中, 可认为固液火箭发动机的氧化剂质量流量与发动机当时的燃烧室压力成正比.

2 起止点平均法及修正

当获得发动机的试验数据后, 多数需通过起止点平均法来获得不同质量流率下的多个燃速结果, 拟合式(1)燃速变化规律, 作为发动机设计的依据. 其中平均燃速 $\bar{r}$ 由式(7)计算, Δm 是发动机每次工作消耗的燃料质量. 发动机的工作时间 t 以燃烧室建压 90% 作为起点, 以燃烧室压力曲线的平稳段结束与发动机拖尾段开始两者切线的角

平分线与燃烧室压力曲线的交点作为终点。

$$\Delta m = \rho \cdot l \cdot \pi \cdot [(R + it)^2 - R^2] \quad (7)$$

式(2)中的 A 由式(8)计算,由起止点药柱通道半径的平均值对应的面积来计算平均质量流率,相比于起止点质量流率平均或者起止点通道面积平均后计算的平均流率,误差最小^[12]。

$$A = \pi \cdot [(2R + it)/2]^2 \quad (8)$$

对于通过起止点平均法来计算 $\dot{r}$, 发动机工作时间最好在 $1 \sim 2$ s, 此时线性平均相对于真实的非线性变化的偏离在可接受的范围内^[8]。在作者进行的大部分试验中, 发动机获得了快速的启动, 燃烧室从开始建压到建压 90% 大多在 $50 \sim 100$ ms。因此, 在这些试验中, 发动机建压段的燃料消耗忽略。由于发动机总的工作时间短, 集中在 $1 \sim 2.5$ s, 时长占总时长约 $1/6 \sim 1/2$ 的拖尾段中消耗的燃料被“平均”到平稳工作段的燃速中, 造成燃速明显偏大。这对基于缩比发动机燃速数据进行全尺寸或大发动机设计及研究十分不利。

为消除发动机拖尾段造成的不利影响, 需对起止点平均法进行修正。根据发动机拖尾段氧化剂质量流量与燃烧室压力成正比的关系, 无论是气体还是液体氧化剂, 无需从输送系统特性来衡量发动机拖尾段的氧化剂质量流量特性。基于发动机试验测得的燃烧室压力, 可以用式(9)来计算氧化剂质量流量

$$m_{ot}(i) = m_{oa} \frac{p_t(i)}{p_e} \quad (9)$$

其中 $m_{ot}(i)$ 是拖尾段的瞬时氧化剂质量流量, $p_t(i)$ 是对应的瞬时压力, m_{oa} 是发动机平稳工作时的氧化剂质量流量, 对应于 p_e , 而 p_e 是发动机关机前, 即拖尾段开始前的燃烧室压力。在计算中, m_{oa} 由输送系统的流量控制单元, 通常是气蚀文氏管或者声速喷嘴的特性得到。

获得拖尾段氧化剂质量流量特性, 基于起止点平均法, 可通过迭代, 计算拖尾段消耗的燃料, 得到修正的燃速。首先, 通过起止点平均法获得燃速初始的拟合式(1), 即起止点平均法通常得到的结果。然后, 用式(9)获得氧化剂质量流量, 与式(1)联立, 计算拖尾段的燃速, 进而计算消耗的燃料质量, 从总燃料消耗中减去这一部分, 计算新的平均燃速, 再次拟合式(1)得到新的关系。迭代得到一个收敛的结果, 即所需的燃速关系。这种方法建立在拖尾段燃速满足式(1)的基础上, 通过修正的关系式对 a 有较大的修正, 而 n 则变化相对小, 称为修正的起止点平均法。

3 试验燃速的计算

采用起止点平均法和修正的起止点平均法计算对 GOx 与 HTPB 试验的燃速。试验发动机的固体燃料采用管状装药, 浇铸于燃烧室内壁的绝热层内。发动机工作中, 氧化剂质量流量保持不变。在关机的过程中, 阀门的响应及关闭过程以及输送系统中容纳的剩余氧化剂都在关机及吹除过程中排到了燃烧室, 这部分氧化剂参与到发动机的关机过程的燃烧, 造成了较长的拖尾段。从图 4 所示的燃烧室压力曲线可以看到, 拖尾段的时长大于 0.5 s, 这显然不是燃烧室的排气过程所能达到的, 而是由于发动机工作在一个逐步降低的水平上。

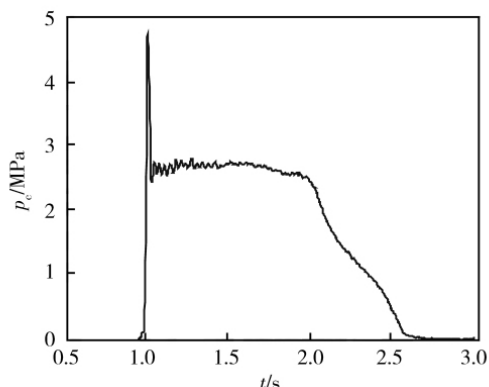


图4 某次 GOx/HTPB 试验的燃烧室压力曲线

Fig. 4 Combustion chamber pressure curve of one GOx/HTPB test

发动机共进行了 4 次热试, 每次试验前后都称量发动机燃烧室质量。

表 1 中列出了两种方法所计算的燃速。前两列依次是每次试验前后的药柱通道半径, 第 3 列和第 4 列分别是起止点平均法计算得到的燃速和相应的氧化剂质量流率, 第 5 列和第 6 列则是修正后计算得到的结果。最后两列分别是拖尾段消耗的药柱肉厚和修正得到的燃速降低的百分比。正如预期, 消除拖尾段消耗燃料影响, 计算所得的燃速低于修正前的值。由于减少了部分燃料消耗, 氧化剂平均质量流率有小幅增大。

采用最小二乘法, 对两组燃速数据分别进行拟合, 得到如表 2 所示的不同的燃速公式的系数值。由于 GOx 和纯 HTPB 的推进剂组合与经典理论^[1]所描述的工况吻合得很好, 两组数据的 n 值都接近于理论值 0.8。图 5 显示了两组数据及其拟合曲线的情况。

表 1 GOx/HTPB 推进剂组合的试验燃速
Table 1 Regression rates of GOx/HTPB propellant

R_{ini}/mm	R_{end}/mm	起止点平均法		修正的起止点平均法		$\Delta R_{\text{tail}}/\text{mm}$	$\Delta \dot{r}/\%$
		$G_o/(\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s}))$	$\dot{r}/(\text{mm}/\text{s})$	$G_o/(\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s}))$	$\dot{r}/(\text{mm}/\text{s})$		
15.00	16.40	193.7	1.399	197.5	1.151	0.31	17.7
16.40	17.69	164.4	1.289	167.1	1.063	0.28	17.5
17.69	18.84	143.2	1.149	145.1	0.950	0.25	17.3
18.84	19.83	127.7	0.996	129.3	0.794	0.24	20.3

表 2 拟合的燃速公式的系数和指数
Table 2 Coefficient and exponent fitted of regression rate expressions

	a	n
起止点平均法	2.07×10^{-2}	0.8043
修正的起止点平均法	1.33×10^{-2}	0.8498

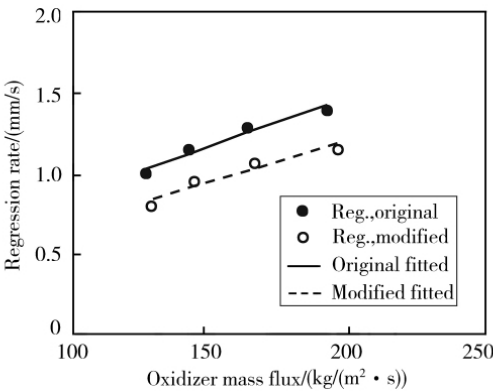


图 5 GOx/HTPB 试验燃速计算对比
Fig. 5 Comparison of regression rates of GOx/HTPB calculation

另外一组燃速测量的试验数据是基于氧化亚氮(N_2O)和 HTPB 基燃料的推进剂组合,其中,固体燃料含有一定的铝粉和镁粉,用来改善发动机的性能.试验发动机的尺寸与前述 GOx/HTPB 的发动机基本相同,不同的是药柱初始直径为 25 mm,长度为 600 mm.

试验的结果同样面临长拖尾段影响燃速结果的问题.采用起止点平均法和修正的方法计算的结果对比如图 6 所示.图中除显示两种方法得到的燃速及它们的拟合曲线外,还与相近工况较大尺寸的发动机试验获得的燃速进行了对比.两者的发动机药柱尺寸比为 1.83,依据缩尺理论^[13],

小尺寸的发动机燃速比大尺寸的约高 13%.从图中可以看到,修正后的燃速更接近这一值,约为 10%,而修正前的燃速高出的值大于 25%.如果依据修正前的值进行大尺寸发动机的设计,造成的偏差可能使发动机达不到设计目标.因此,采用修正的起止点平均法计算从发动机试验中获得的燃速,可避免这一问题.

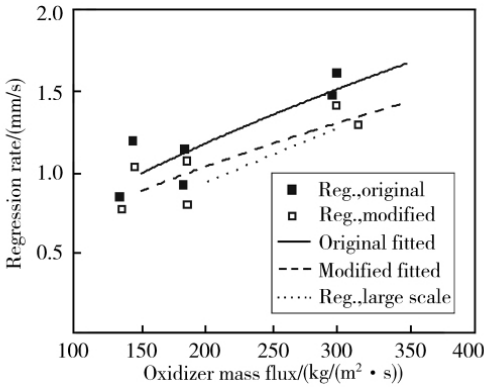


图 6 N_2O /HTPB 试验燃速计算对比
Fig. 6 Comparison of regression rates of N_2O /HTPB calculation

4 结 论

起止点平均法计算的燃速,除去方法自身所带来的误差外,由于发动机不可避免的启动和关机阶段的燃料消耗,导致所得的燃速大于实际的值.

当固液火箭发动机的固体燃速满足与发动机通道氧化剂质量流率的指数关系的条件下,在 1~2 s 短的工作时间或者药柱通道尺寸变化小的情况下,燃烧室压力与氧化剂质量流量成正比.

根据氧化剂质量流量与燃烧室压力成正比的关系,对起止点平均法进行迭代修正,消去发动机拖尾段的燃料消耗,得到修正的平均燃速,更接近

真实燃速,适合作为发动机设计的燃速依据.

参考文献:

- [1] Marxman G A, Gilbert M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket[J]. Symposium on Combustion and Flame, and Explosion Phenomena, 1963, 9(1): 371-383.
- [2] Altman D, Humble R. Hybrid rocket propulsion systems [M]//Humber R, Henry G, Larson W. Space propulsion analysis and design. New York: The McGraw-Hill Company, 1995.
- [3] Marxman G A, Wooldridge C E, Muzzy R J. Fundamentals of hybrid boundary layer combustion[J]. Progress Astro-nautics and Aeronautics, 1964, 15: 485-522.
- [4] Strand L D, Jones M D, Ray R L. Characterization of hy-brid rocket internal heat flux and HTPB fuel pyrolysis [R]. AIAA-94-2876, 1994.
- [5] Estey P N, Altman D, McFarlane J S. An evaluation of scaling effects for hybrid rocket motors[R]. AIAA-91-2517, 1991.
- [6] Kosdon F J, Williams F A. Pressure dependence of nonme-talized hybrid fuel regression rate [J]. AIAA Journal, 1967, 5(4): 774-777.
- [7] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion [M]. Virginia, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. , 2007.
- [8] Wernimont E J, Heister S D. Reconstruction technique for reducing hybrid rocket combustion test data[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 128-136.
- [9] 李新田, 曾鹏, 田辉, 等. 固液火箭发动机试验瞬时燃速分-析方法[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 211-215.
- [10] 杨威, 许敏. 固液混合发动机燃面退移规律辨识方法[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 481-483.
- YANG Wei, XU Ming. Method for identification the re-gression rate in hybrid motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 481-483. (in Chinese)
- [11] Zilwa S D, Zilliac G, Reinath M, et al. Time-resolved fuel-grain port diameter measurement in hybrid rockets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 684-689.
- [12] Karabeyoglu A, Cantwell B J. Development of scalable space-time averaged regression rate expressions for hybrid rockets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 737-747.
- [13] 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.
- [14] 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 hy-brid rocket motors with different grain types[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2346-2351. (in Chinese)
- [15] 朱浩, 孔德帅, 蔡国飙. 泵压式固液火箭发动机系统仿真与-优化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 2128-2133.
- ZHU Hao, KONG Deshuai, CAI Guobiao. System simula-tion and optimal design of hybrid rocket motor with pump feed system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2128-2133. (in Chinese)