

PMMA 在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的实验研究

谢爱元¹, 武晓松¹, 夏强^{1,2}

(1. 南京理工大学机械工程学院, 江苏南京 210094; 2. 北京临近空间飞行器系统工程研究所, 北京 100067)

摘要: 为研究聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)在固体燃料冲压发动机(SFRJ)中的燃烧特性,开展了不同装药通道直径、补燃室压强、来流空气质量流率等工况下的 SFRJ 直连式实验研究。成功获得了不同工况下压强、温度的变化规律、燃面平均退移速率、局部燃面退移速率。实验结果表明:装药通道直径增大,燃面平均退移速率降低,但补燃室压强和温度随之增大;在低压(< 0.8 MPa)条件下,补燃室压强越低,燃面平均退移速率、补燃室温度均随之降低,但影响是有限的。同时,当装药通道直径较小($D_p = 30$ mm)时,首次发现了 SFRJ 的侵蚀效应现象。

关键词: 兵器科学与技术; 固体燃料冲压发动机; 聚甲基丙烯酸甲酯; 直连式实验; 燃速

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2013)02-0240-06

DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2013.02.018

Experimental Investigation on Combustion Characteristic of PMMA in Solid Fuel Ramjet

XIE Ai-yuan¹, WU Xiao-song¹, XIA Qiang^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;

2. Beijing Institute of Systems Engineering of Near Space Vehicle, Beijing 100067, China)

Abstract: The combustion characteristics of polymethyl methacrylate (PMMA) in the SFRJ were investigated using a direct tube test facility. The effect of factors, such as fuel port diameter, aft-mixing combustion chamber pressure, and air mass flow rate, on regression rate and performance was investigated. The pressure, temperature, local regression rate and their average value were got. The results show that the fuel mean regression rate decreases with the increase in fuel port diameter, but the aft-mixing combustion chamber pressure and temperature were enhanced. In addition, the pressure and temperature of aft-mixing combustion chamber decreased under the condition of low pressure (less than 0.8 MPa), but this effect was limited. It is first found that an erosion effect phenomenon is produced in the SFRJ combustion chamber when the fuel port diameter is smaller ($D_p = 30$ mm).

Key words: ordnance science and technology; SFRJ; PMMA; direct tube test facility; regression rate

0 引言

固体燃料冲压发动机(SFRJ)以其高比冲、高可

靠性和低成本备受关注,但国内目前尚未解决燃速偏低、燃速公式复杂等缺点,因而制约了其在工程上的应用^[1]。燃速的影响因素很多,包括来流空气的

收稿日期: 2011-09-22

作者简介: 谢爱元(1987—),男,博士研究生。E-mail: xieaiyuan_njust@163.com;

武晓松(1960—),男,教授,博士生导师。E-mail: nust203@mail.njust.edu.cn

总温、质量流率、马赫数；固体燃料的物理化学性质，如：密度、热解过程、化学反应、热力学参数等以及发动机结构尺寸等。目前，国外对 SFRJ 燃烧室方面的研究很多，包含：数值模拟与实验对比^[2]；发动机尺寸对其工作状态的影响^[3]；固体燃料在 SFRJ 中的燃烧及火焰稳定极限^[4]；不同燃料在 SFRJ 中的燃烧特性^[5]。国内，文献[1]对端羟基聚丁二烯为燃料的 SFRJ 进行了直连式实验研究，采用四点连线的简化方式，获得了燃料平均退移速率。

本文在国内首次采用了实验终止系统来准确控制实验时间；并采用逐点测量的方式，首次获得了固体燃料不同轴向位置处的退移速率。

1 实验系统组成及准备

SFRJ 直连式实验系统主要由进气系统、加温燃烧系统、测量控制系统、实验发动机、燃烧中止系统（由高压氮气及相应管路组成）及连接管道等组成，见图 1。

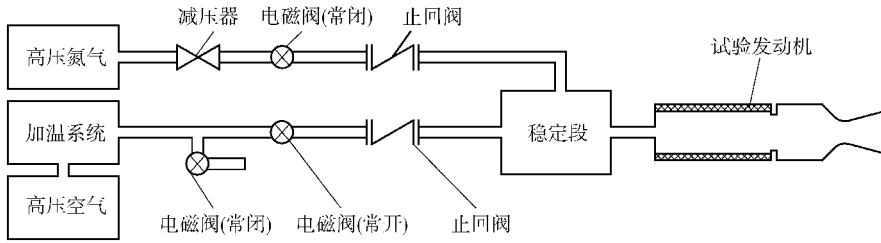


图1 实验方案

Fig. 1 Experimental scheme

本文采用以煤油为燃料的直接加热方式对来流空气进行加热，通过对高温燃气补充氧气，补偿了来流空气中因煤油燃烧而消耗的氧气；并使用限流吼道准确模拟实际飞行状态下来流空气的总温、总压及流入燃烧室的质量流率。

本文利用上述的实验发动机在富氧条件下，以 100 g 的镁粉/聚四氟乙烯 (Mg/PTFE) 为点火药，进行了 9 次以 PMMA 为固体燃料的直连式实验，各工况参数如表 1 所示。受实验条件限制，来流总温为

表 1 实验工况

Tab. 1 Experimental operating conditions

编号	装药通道初始直径 D_p /mm	限流喉道直径 D_1 /mm	燃烧室入口直径 D_{in} /mm	喷管喉部直径 D_t /mm
1	30	9	15	20
2	40	9	15	20
3	50	9	15	20
4	30	9	15	18
5	30	9	15	20
6	40	9	17	18
7	30	11	17	18
8	30	11	17	20
9	30	11	17	22

需要说明的是，直连式实验可能引起空气被污染而带来影响：1) 由于煤油未完全燃烧，造成来流空气中含有碳颗粒，致使辐射换热增加，进而使得装药燃面退移速率略有增加，燃烧稍剧烈；2) 同时，由于空气被污染，来流空气中的氧气含量小于真实空气中的氧气含量，使得燃烧温度小于与真实空气燃烧的温度，使得装药退移速率略有减小，燃烧稍平缓。因实验条件有限，两个因数的强弱无法比较；同时，上述任一单一因数的影响效果有限；因此本文不考虑因空气被污染所带来的影响。

实验发动机结构如图 2 所示。

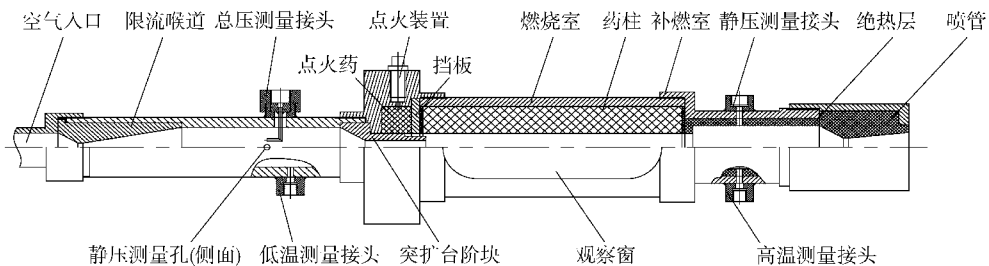


图2 发动机结构图

Fig. 2 Structure of experimental SFRJ

423 K, 来流空气总压均为 1 MPa, 燃烧时间 t_b (从开始点火到用氮气熄火) 均为 20 s。

2 实验结果与分析

2.1 燃烧的影响因素

2.1.1 装药通道直径的影响

图 3~图 5 分别为 1~3 号工况的压强和温度随时间的变化。图中: T_{in} 为燃烧室入口温度, T_{aft} 为补燃室温度, p_{aft} 为补燃室压强, p_{in0} 为燃烧室入口总压, p_{in} 为燃烧室入口静压。对比图 3~图 5 可知, 2 号、3 号工况补燃室压强 p_{aft} 分别比 1 号高约 0.08 MPa 和 0.15 MPa, 补燃室温度 T_{aft} 分别上升约 400 K 和 480 K。2 号和 3 号工况的装药通道直径比 1 号工况均大, 因此燃烧面积更大, 从而增大了燃气质量流率, 在富氧条件下, 参与反应的燃气质量流率增大, 因此在来流空气质量流率一定的条件下, 2 号和 3 号工况补燃室所测平均温度和压强均高于 1 号工况的。

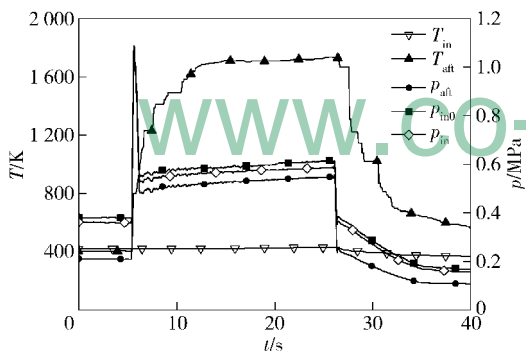


图 3 1 号工况压强/温度随时间变化的曲线

Fig. 3 The pressure and temperature of case 1

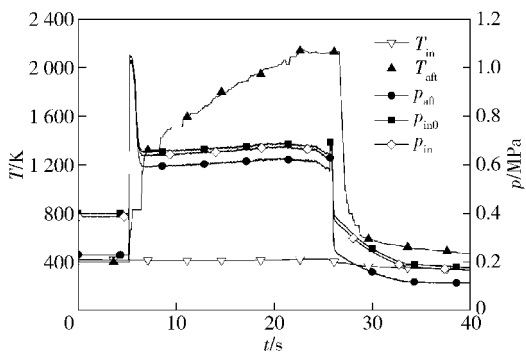


图 4 2 号工况压强/温度随时间变化的曲线

Fig. 4 The pressure and temperature of case 2

2.1.2 燃烧室压强的影响

图 6~图 8 为 4 号、8 号和 9 号工况的压强和温

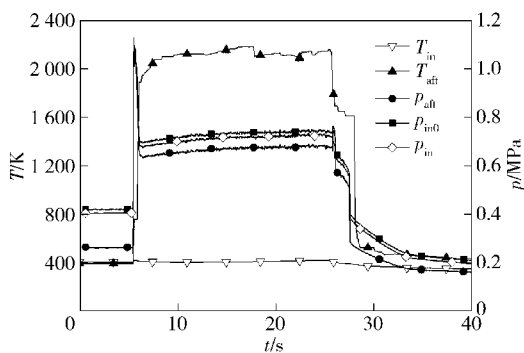


图 5 3 号工况压强/温度随时间变化的曲线

Fig. 5 The pressure and temperature of case 3

度随时间的变化。对比图 6 和图 3 可知, 由于喷管喉部直径减小, 4 号工况补燃室压强比 1 号工况高约 0.12 MPa, 而补燃室平均温度比 1 号高约 40 K, 其增幅不大。与 9 号工况相比, 8 号工况补燃室压强高约 0.16 MPa, 补燃室平均温度高约 50 K, 这表明: 提高燃烧室压强有利于增大燃料退移速率, 即在富氧条件下增大燃料质量流率, 使补燃室温度升高。然而, 在低压条件下 (小于 0.8 MPa) 其影响不明显, 这与文献 [2] 的实验结论一致。

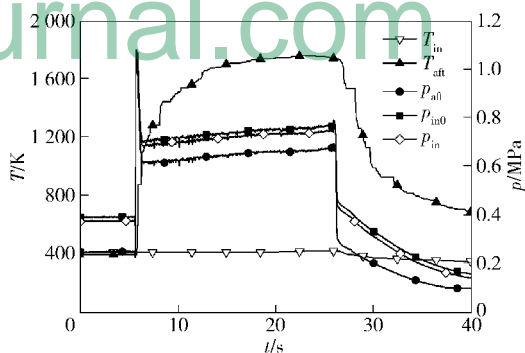


图 6 4 号工况压强/温度随时间变化的曲线

Fig. 6 The pressure and temperature of case 4

2.1.3 来流空气质量流率的影响

与 1~6 号工况相比, 8 号和 9 号工况的限流喉道直径增大, 即来流空气质量流率增大, 这对于点燃装药是不利的, 因此在装药被点燃后 p_{aft} 脉动较大, 没有完全建立稳定燃烧过程, 特别是 8 号工况表现得尤为明显, 如图 7 所示。因此, 在点火药量一定的条件下, 增大空气质量流率对于点火是不利的, 它将延长建立稳定燃烧过程的时间, 当空气质量流率过大时, 甚至导致点火失败。

2.2 平均燃面退移速率分析

对于直连式实验而言, 除了补燃室温度和压强

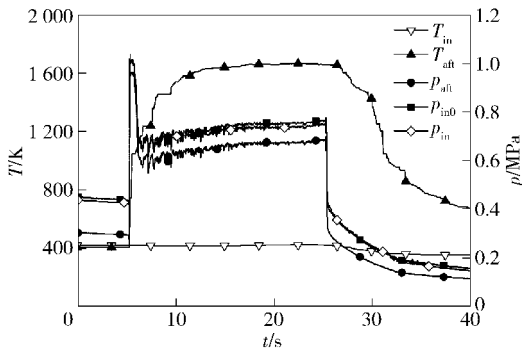


图7 8号工况压强/温度随时间变化的曲线
Fig. 7 The pressure and temperature of case 8

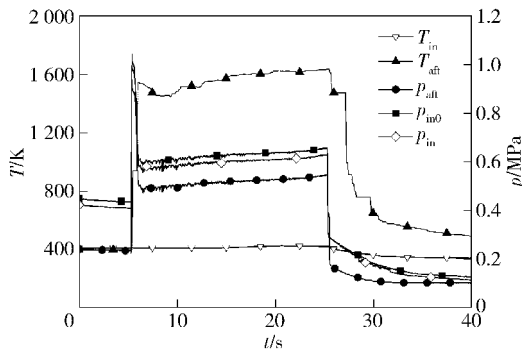


图8 9号工况压强/温度随时间变化的曲线
Fig. 8 The pressure and temperature of case 9

外,还需关注的燃面退移速率。国内外普遍采用质量平均的方法来获得平均退移速率^[2],按该方法本文各工况的平均退移速率 \bar{r}_w 。但由该方法获得的平均退移速率并不能反映不同轴向位置的燃面退移速率,本文同时测量实验后的PMMA内型面几何尺寸,将平均退移速率定义为

$$\bar{r}_d = \frac{\sum_{i=1}^N (D'_{pi} - D_{pi})}{(2Nt_b)}, \quad (1)$$

式中: N 为被测量点的总数; D'_{pi} 和 D_{pi} 分别表示第 i 个测量截面燃烧前后的装药内径。

按上述两种方法,PMMA直连式实验各工况的结果总结如表2所示。由表2可知,由于来流空气质量流率的增大,7~9号工况的燃面退移速率比1~6号工况的大。

图10和图11分别为平均退移速率随装药通道直径和燃烧室压强的变化。由图10可知,随着装药通道直径的增大,PMMA的平均退移速率逐渐减小,且可拟合成以下关系式

$$\bar{r} = 1.61D_p^{-0.47}. \quad (2)$$

表2 实验结果

Tab. 2 The result of experiment

编号	$\dot{m}_a / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	$\bar{p}_{\text{aft}} / \text{MPa}$	$T_{\text{aft}} / \text{K}$	$\bar{r}_w / (\text{mm} \cdot \text{s}^{-1})$	$\bar{r}_d / (\text{mm} \cdot \text{s}^{-1})$
1	0.125 0	0.525	1 698. 8	0.290	0.307
2	0.125 0	0.607	2 101. 0	0.281	0.287
3	0.125 0	0.677	2 177. 8	0.272	0.266
4	0.125 0	0.646	1 731. 8	0.319	0.332
5	0.125 0	0.515	1 697. 0	0.289	0.291
6	0.125 0	0.683	1 779. 6	0.265	0.265
7	0.186 7	0.808	1 650. 8	0.368	0.358
8	0.186 7	0.663	1 627. 2	0.356	0.355
9	0.186 7	0.501	1 579. 4	0.345	0.340

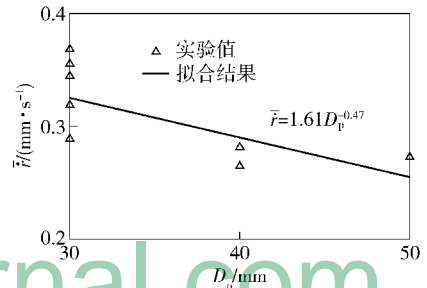


图10 平均退移速率随装药通道直径的变化
Fig. 10 The mean regression rate vs. diameter of port

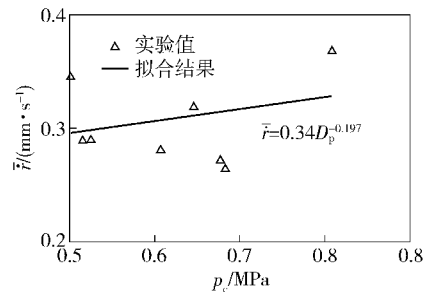


图11 平均退移速率随燃烧室压强的变化
Fig. 11 The mean regression rate vs. pressure

研究表明^[3]: $\bar{r} \propto D_p^{-0.4}$,本文研究结果与国外研究结果所得规律较为一致。

由图11可看出,随着燃烧室压强的增大,PMMA的平均退移速率逐渐增大,且可拟合成以下关系式

$$\bar{r} = 0.34p_c^{0.197}. \quad (3)$$

与文献[2]研究结果相同,即在低压(小于0.8 MPa)条件下,燃烧室压强对燃料退移速率的影响是有限的。

2.3 局部燃面退移速率

图 13 和图 14 为 PMMA 燃烧后型面照片及其局部退移速率图。需要说明的是,实验结果表明 $D_p = 30\text{ mm}$ 的退移速率变化趋势与 $D_p = 40\text{ mm}$ 或 50 mm 不同,在湍流发展区,燃烧室尾部的局部退移速率呈缓慢增大趋势,这类似于固体火箭发动机内的侵蚀燃烧现象。

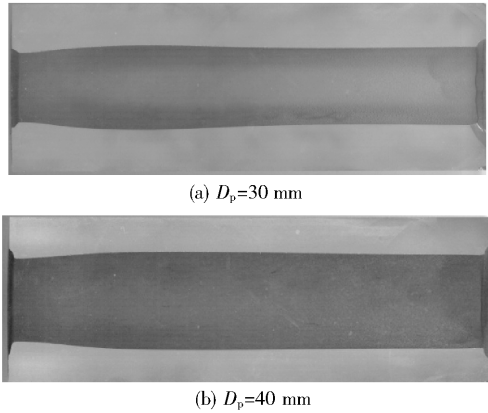


图 13 PMMA 燃烧后型面照片
Fig. 13 Photos of burned PMMA

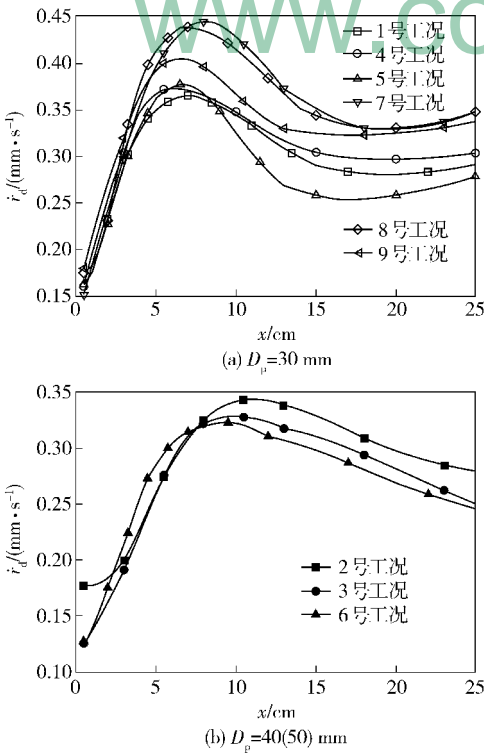


图 14 局部退移速率沿轴向位置的变化
Fig. 14 The local regression rate vs. x

实了平行于燃烧表面的气流速度对退移速率有着重要影响,并观测到了临界速度 v_{cr} 的存在,即:当来流速度 $v > v_{cr}$ 时,退移速率增大,即产生侵蚀燃烧,且 v 越大,侵蚀效应越显著。

图 15 为 SFRJ 附面层发展示意图。在回流区,燃烧主要受化学动力学控制。在湍流再发展区,燃烧主要由扩散火焰随着轴向距离的增大,主流速度逐渐增大。根据湍流转捩机理,主流的燃气微团在燃烧表面附近被阻滞而形成附面层(开始于再附点)。

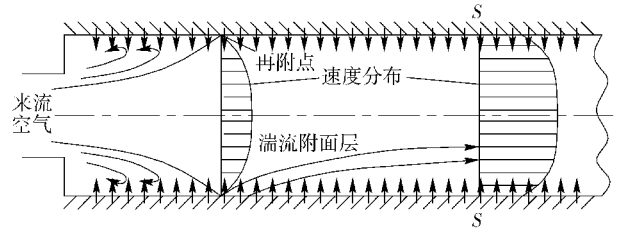


图 15 SFRJ 燃烧室附面层发展示意图

Fig. 15 The development of boundary layer in SFRJ

文献[6]提出:临界速度要归因于进入附面层的质量增加引起的传热速率下降和由于对流换热引起传热增大这两者之间的平衡。一方面,随着轴向距离的增大,主流速度逐渐增大,进入附面层的燃气质量增加,使传热速率下降;另一方面,在粘性力的作用下,主流速度的增大使得附面层有所加厚,引起对流换热增大。然而,刚开始时前者的影响占据主要地位,所以两者综合的效果是使得燃料退移速率下降;随着主流速度的进一步增大,附面层进一步加厚,主流中的核心流的尺寸逐渐减小。当附面层充满整个通道截面(图示 S-S 截面)以后,整个通道中的气流都为湍流。根据湍流理论,在有气流加入的湍流附面层内,速度和温度的分布都比喷流段均匀得多。也就是说,高温燃气将更靠近燃烧表面,进一步加强了对燃烧表面对流换热。此时,尽管进入附面层的燃气质量还是有所增加,但其影响已不占据主要地位,因此燃料退移速率逐渐增大。文献[7]指出,在固体火箭发动机中,当出现侵蚀效应时,燃烧初期表现特别明显,这主要是因为,在燃烧初期,燃气通道较为狭窄,因而燃气流速较大。从本文的实验结果来看, $D_p = 40(50)\text{ mm}$ 并未出现 $D_p = 30\text{ mm}$ 的实验现象,这进一步验证了上述分析的正确性。

在固体火箭发动机中,所有侵蚀燃烧实验都证

3 结论

本文开展 SFRJ 直连式研究,采用 PMMA 为固体燃料进行了 9 次直连式实验,主要结论如下:

1) 增大装药通道直径,燃料平均退移速率降低,但在富氧条件下,可提高补燃室压强和温度;补燃室压强降低,燃面平均退移速率、补燃室温度均随之降低,但在低压(低于 0.8 MPa)下,这种影响有限;随着来流空气质量流量的增大,平均燃面退移速率随之增大;

2) 在富氧及点火药量一定的条件下,增大来流空气质量流量对点火是不利的,甚至导致点火失败。

3) 所得的平均燃面退移速率与初始装药通道直径、补燃室压强的关系式与国外研究者所得结论相符,这说明本实验方案的可靠性;

4) 当装药通道直径($D_p = 30$ mm)较小时,冲压发动机燃烧室内产生类似于固体火箭发动机的侵蚀效应,并做了相应分析。

参考文献 (References)

[1] 郭健. 固体燃料冲压发动机工作过程理论与试验研究[D].

长沙:国防科学技术大学,2007:54-69.

GUO Jian. Theoretical and experimental research on the operation process of the solid fuel ramjet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007: 54-69. (in Chinese)

[2] Elands P J M, Korting P, Wijchers T, et al. Comparison of combustion experiments and theory in polyethylene solid fuel ramjets [J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 732-739.

[3] Zvuloni R, Gany A, Levy Y. Geometric effects on the combustion in solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(1): 32-37.

[4] Gany A, Netzer A. Burning and flameholding characteristics of a miniature solid fuel ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(5): 357-363.

[5] VanderGeld C W M, Korting P, Wijcher T. Combustion of PMMA, PE and PS in a ramjet[J]. Combustion and Flame, 1990, 79(3-4): 299-306.

[6] 郭 K K, 萨莫菲尔德 M. 固体推进剂燃烧基础(下)[M]. 宋兆武, 译. 北京: 宇航出版社, 1988:201-204.

GUO K K, Summerfield M. The basis of solid propellant combustion(2nd volume) [M]. SONG Zhao-wu, translated. Beijing: Aerospace Press, 1988:201-204. (in Chinese)

[7] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2011:60.

WU Xiao-song, CHEN Jun, WANG Dong. Principles of solid rocket motors[M]. Beijing: The Publishing House of Ordnance Industry, 2011:60. (in Chinese)