

针栓式喷注器锥形液膜破碎特性试验

方昕昕^{1,2}, 沈赤兵^{1,2}, 张新桥^{1,2}

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073;

2. 国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 采用高速摄影获得了针栓式喷注器在不同喷注压降和结构参数下的表面波破碎图像, 测量了锥形液膜的破碎长度和破碎时间, 研究了变工况时液膜破碎长度和破碎时间的变化规律. 试验结果表明: 在喷注压降不变的条件下, 针栓式喷注器能够实现流量的线性调节. 针栓式喷注器设计时, 在合理的推进剂动量比范围内, 狭缝宽度应尽量取小. 液膜在低工况时破碎得更快. 液膜破碎长度和破碎时间均随喷注压降的增加而减小.

关 键 词: 变推力火箭发动机; 针栓式喷注器; 锥形液膜; 破碎长度; 破碎时间

中图分类号: V238

文献标志码: A

Experiment of breakup characteristics on conical sheets of pintle injectors

FANG Xin-xin^{1,2}, SHEN Chi-bing^{1,2}, ZHANG Xin-qiao^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The fragmenting images of surface wave of a pintle injector in different injection pressure drops and structural parameters were obtained using high-speed photography, and the breakup length and breakup time of the conical sheets were measured. Moreover, the variations of the breakup length and breakup time in different operating conditions of the pintle injector were analyzed. According to the experimental results, the mass flow rate of the pintle injector can achieve linear variation in the condition of constant injection pressure drop. When designing a pintle injector, the slit width should be chosen as small as possible within the reasonable range of momentum ratio of propellants. The conical sheets breakup more quickly in the low working condition. In addition, both of the breakup length and breakup time of the conical sheets reduce along with increase of injection pressure drop.

Key words: variable thrust rocket engine; pintle injector; conical sheets; breakup length; breakup time

早在 20 世纪初, 研究现代火箭技术先驱之一的 Goddard 就提出了火箭发动机推力控制的重要性问题. 变推力液体火箭发动机技术在美国阿

波罗计划中得到了迅速发展和成功应用. 就国内外研究现状来看, 控制喷注器喷注通道面积以及在推进剂供应系统中直接控制推进剂的流量是变

推力液体火箭发动机的基本控制方案^[1]. 其中,使用针栓式喷注器进行推力控制的方式在实际飞行中得到了验证和广泛应用. 针栓式喷注器起源于 20 世纪 50 年代中期,在试验装置中用来研究自燃液体推进剂的混合和燃烧反应,从 1960 年开始被应用并得到快速发展. 针栓式喷注器具有以下优点:燃烧效率高,燃烧稳定,可适应性强,推进剂组合丰富,推力变比大,结构简单,成本低等.

国内外在针栓式发动机方面展开了较为深入的研究. 美国 TRW (Thompson-Ramo-Wool-ridge) 公司至少发展了 60 种针栓式发动机并达到了热试车的程度. 目前,已经有超过 130 种使用针栓式喷注器的双组元发动机取得了飞行试验的成功^[2]. 针栓式喷注器在凝胶推进剂战术导弹和低温推进剂发动机上均有广泛的应用^[3-6]. 此外,国外对针栓式喷注器结构进行了改进,使其具有面关机(face shutoff)特性而且发动机的脉冲性能也在试验中得到了验证^[7-8]. 发动机小型化以及大型针栓式发动机在国外也取得了很多研究成果^[9]. 国内关于针栓式发动机的研究开始于 20 世纪 80 年代,陈运钦^[10]使用针栓式喷注器设计了双组元自燃推进剂变推力液体火箭发动机,实现了 5:1 的推力变比,高推力下的燃烧效率达到了 95%. 中国航天科技集团公司航天推进技术研究院开展了 10:1 推力变比发动机的研究,所有工况下的燃烧效率均超过了 90%,流量控制精度在 3% 以内,达到了较高的水平^[11]. 张育林^[12]使用状态空间分析方法对变推力液体火箭发动机系统的动态特性进行分析,得到了发动机动态过程的状态方程.

针栓式喷注器雾化特性的研究为火箭发动机设计和锥形液膜的理论建模提供参考,具有重要的工程和理论应用价值. Marchi 等^[13]试验研究了喷注通道出口形状对针栓式喷注器锥形液膜稳定性的影响,结果表明喷注通道内表面比外表面长更有利于液膜的稳定. Nouri, DONG Quan, Son 等^[14-16]试验研究了环境压力、气液动量比和韦伯数对针栓式喷注器雾化特性的影响. Gavaises 等^[17]数值仿真研究了针栓式喷注器内部流动过程,结果表明加工误差对针栓式喷注器出口处液膜流动状态有很重要的影响,仿真结果与 Nouri 等^[18]的试验结果相吻合.

不同于离心式喷嘴等其他形式的喷注器,针栓式喷注器采用调节喷注通道面积来实现工况的调节. 虽然针栓式喷注器和离心式喷嘴都具有锥

形液膜特征,并且均是在气动力的作用下加速雾化,但是两者还是具有很多不同点,主要有以下 4 个方面:①针栓式喷注器液膜在喷注通道中内外两表面均受壁面限制,而离心式喷嘴液膜在喷注通道中内表面为自由表面;②针栓式喷注器液膜初始厚度与结构相关,而离心式喷嘴液膜初始厚度受喷注压降影响;③针栓式喷注器液膜半锥角为定值,而离心式喷嘴液膜半锥角随喷注压降变化;④针栓式喷注器表面波无切向速度,而离心式喷嘴表面波有切向速度. 目前对针栓式喷注器喷注通道面积调节过程中锥形液膜破碎特性的研究尚不深入. 本文主要对此进行试验研究,为针栓式喷注器的设计及其锥形液膜的理论建模提供参考.

1 试验设备及试验件

1.1 试验设备

试验系统包括台架系统、管路供应系统和测控系统,见图 1. 台架系统由安装支架、收集槽和排风设施组成. 管路供应系统包括高压水罐、配气台等. 测控系统由控制系统、测量系统和电源等几部分组成,能够实现压力、流量、温度等参数的自动化测量. 试验采用常温下的水和空气作为模拟介质,分别记为模拟介质 1 和模拟介质 2. 模拟介质 1 密度为 998 kg/m^3 ; 模拟介质 2 为理想气体. 试验采用型号为 Nikon 80~200 mm 的高速摄影镜头. 为获得液膜破碎长度和表面波动形状等信息,CCD(charge coupled device)数字照相机的曝

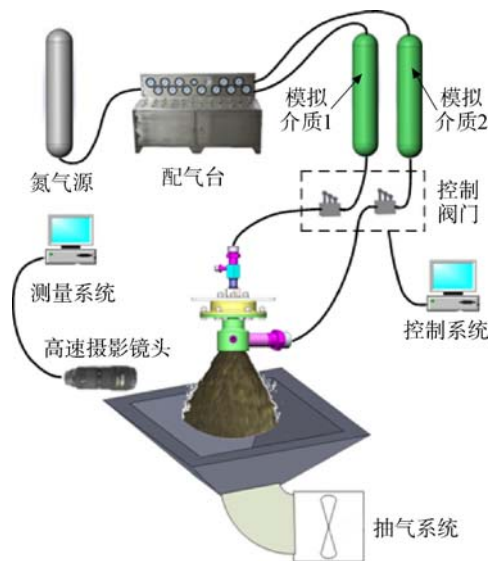


图 1 试验平台结构示意图

Fig. 1 Schematic configuration of experimental platform

光时间应足够小. 试验采用的帧频为 15 000 帧/s, 曝光时间为 1/91 000 s. 试验中曝光时间内液体最大位移为 0.44 mm, 图像分辨率为 0.1419 mm/像素. 拍摄的图像无拖影, 满足图像处理的要求.

1.2 试验件

图 2(a)为试验采用的针栓式喷注器示意图. 针栓式喷注器主要由 5 部分组成: 安装夹具、针阀、中心体、底座和调节垫片. 通过垫片的更换可以调节喷注通道面积, 从而在喷注压降不变的条件下实现流量的线性调节. 中心体和针阀构成水喷注通道, 底座和针阀构成空气喷注通道.

本次试验只开启水喷注通道. 图 2(b)为水喷注通道锥形液膜示意图. 圆柱坐标系原点 O 位于针栓式喷注器出口截面中心, r 为针栓式喷注器出口截面径向方向, x 为出口截面法线方向. 针阀可上下移动而改变喷注通道面积. a_0 为液膜初始半径, h_0 为液膜初始厚度, β 为液膜半锥角, L_0 为喷注通道长度, 液膜喷注速度为 V , a 和 h 分别表示在 x 位置处的液膜半径和液膜厚度.

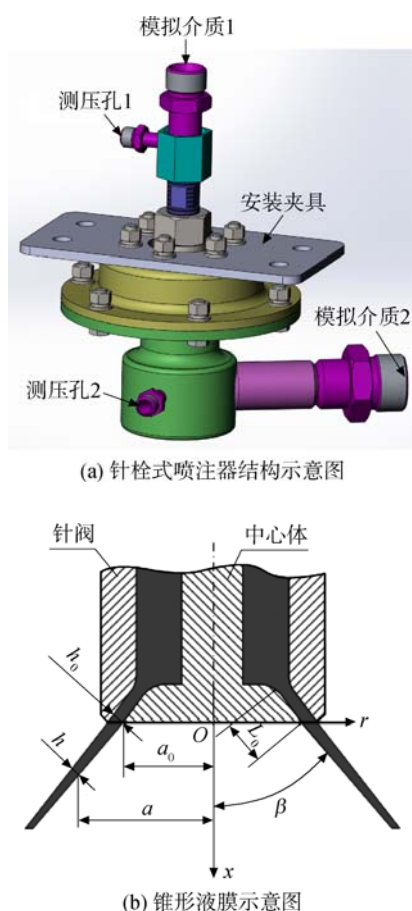


图 2 针栓式喷注器

Fig. 2 Pintle injector

2 数据处理方法

现在尚鲜有统一的关于液膜破碎位置获取的方法. 本文采用高速摄影直接获取锥形液膜图像, 然后经过图像处理得到破碎长度. 该方法在国内离心式喷嘴研究中均有应用^[19-22]. 图像处理过程见图 3, 分为 3 步. 第 1 步, 将待处理图像除去背景, 得到去背景图. 第 2 步, 将去背景图转化为灰度图, 见图 3(c). 第 3 步, 将灰度图转化为二值图, 分割阈值选取采用 Otsu 方法^[23]. 认为同一条水平线上液相体积分数为 50% 的位置为液膜破碎位置, 对应的长度为液膜破碎长度, 见图 3(d). 液膜破碎长度等信息的获得需要测量液膜图像上像素点值, 然后按照图像像素与实际尺寸间的对应关系, 将像素点数目转换成实际的尺寸. 像素点与实际尺寸之间的换算系数为 0.1419 mm/像素. 为减小图像处理带来的误差, 本文中液膜破碎长度为 1 000 张图片破碎长度的平均值. 破碎时间定义为破碎长度与液膜喷注速度的比值.

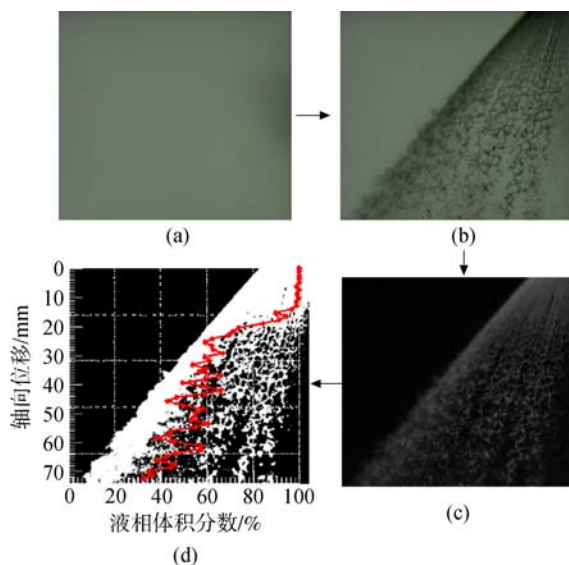


图 3 破碎位置获取

Fig. 3 Acquisition of breakup position

3 试验结果分析

3.1 流量线性调节程度

图 4 显示了流量系数随喷注压降的变化. 可以看出, 在狭缝宽度不变的条件下, 流量系数随喷注压降的增加而增加, 并且增加的趋势变缓. 图 5 为流量随针栓式喷注器狭缝宽度变化曲线. 在喷注压降一定的条件下, 流量随着狭缝宽度的增大

而线性增加,即流量与针阀的位移呈线性关系.说明在喷注压降不变的条件下,针栓式喷注器能够实现流量的线性调节.

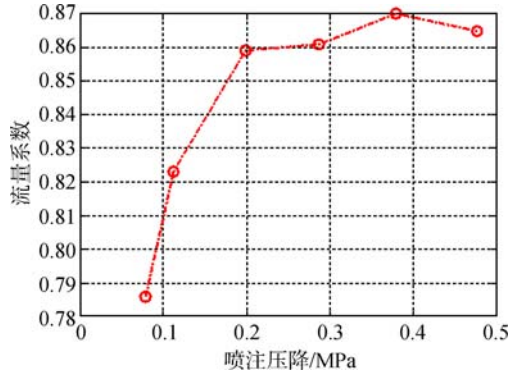


图 4 流量系数随喷注压降的变化曲线

Fig. 4 Variation curve of flow coefficient with injection pressure drop

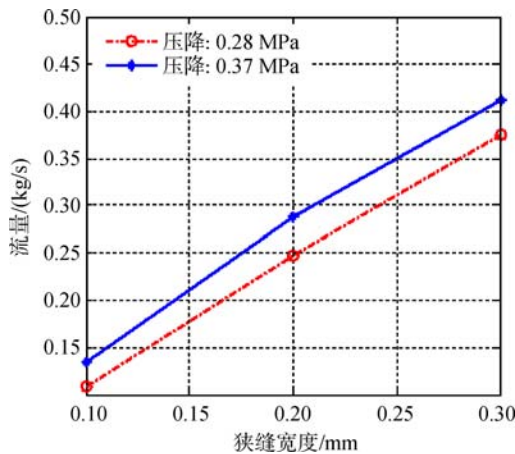


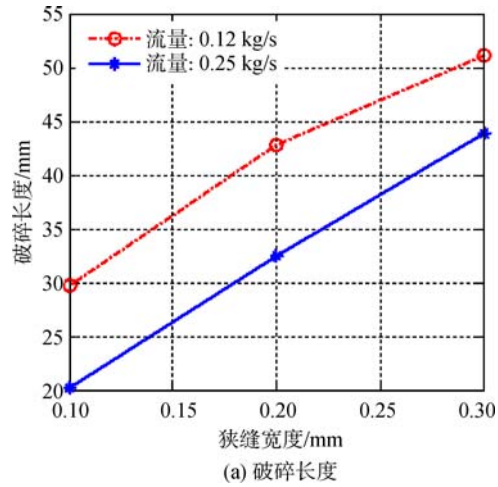
图 5 流量随狭缝宽度的变化曲线

Fig. 5 Variation curves of mass flow rate with slit width

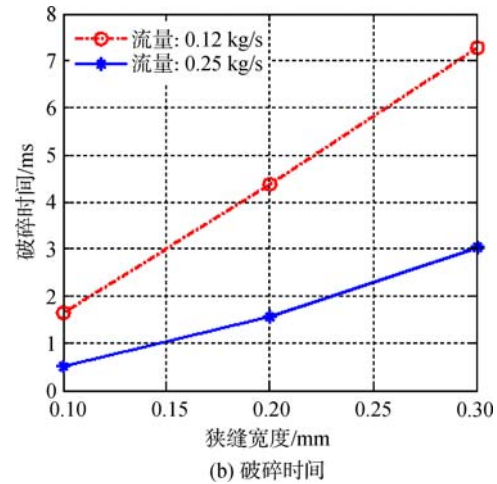
3.2 狭缝宽度对破碎长度和破碎时间的影响

图 6 表示流量一定时,狭缝宽度对液膜的破碎长度和破碎时间的影响.对比不同流量下的破碎长度和破碎时间发现,流量大时,破碎长度和破碎时间较小.这是因为在狭缝宽度一样的条件下,流量大表示液膜喷注速度大,液膜和环境气体之间的作用更强,因此液膜表面扰动波发展更快,液膜破碎长度和破碎时间会变小.此外,流量一定时,随着喷注通道狭缝宽度的增大,破碎长度和破碎时间均增加.分析原因,主要有两个方面:一方面,狭缝宽度增加表示液膜初始厚度增加,扰动波初始振幅与液膜初始厚度比值会减小,扰动波初始强度减弱;另一方面,流量一定时,狭缝宽度变

大,液膜喷注速度减小,导致液膜与气体之间的相互作用变弱.



(a) 破碎长度



(b) 破碎时间

图 6 破碎长度和破碎时间随狭缝宽度变化曲线

Fig. 6 Variation curves of breakup length and breakup time with slit width

针栓式喷注器设计时,在设计流量下,狭缝宽度越小液膜破碎越快.但是,狭缝宽度变小意味着喷注速度变大,推进剂动量比改变,喷雾场结构发生变化.因此,针栓式喷注器设计时,在合理的推进剂动量比范围内,狭缝宽度应尽量取小.

3.3 破碎长度和破碎时间随工况变化

对于针栓式喷注器,在喷注压降一定时,不同工况即不同流量条件下,液膜破碎长度和破碎时间的变化趋势见图 7.破碎长度和破碎时间均随着流量的增加而增大,并且喷注压降越大,破碎长度和破碎时间越小.变工况时,针栓式喷注器液膜在低工况更易破碎.喷注压降相同时,喷注速度是相同的,流量的变化是由狭缝宽度即液膜初始厚度的变化引起的.因此,在流量增加即液膜初始厚

度增加时,扰动波初始振幅与液膜初始厚度的比值会减小,扰动波初始强度变弱,导致扰动波发展变缓,从而使得破碎长度和破碎时间增加。

3.4 喷注压降对破碎长度和破碎时间的影响

图8表示液膜破碎长度和破碎时间随喷注压降变化曲线。随着喷注压降的增加,液膜破碎长度和破碎时间均减小,并且变化的趋势变缓。针栓式

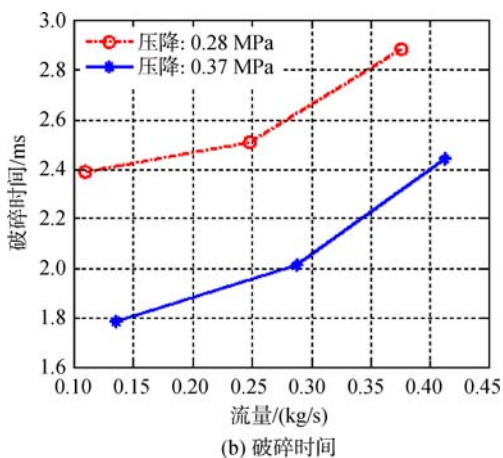
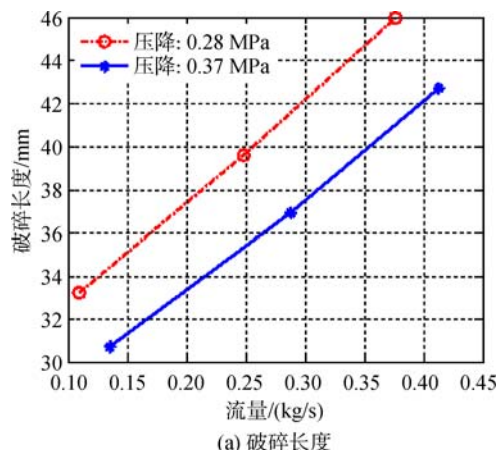


图7 破碎长度和破碎时间随流量变化曲线

Fig. 7 Variation curves of breakup length and breakup time with mass flow rate

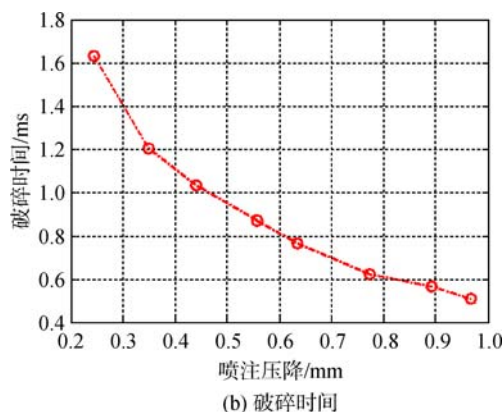
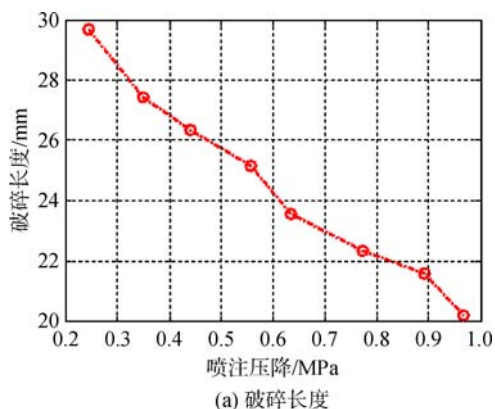


图8 破碎长度和破碎时间随喷注压降变化曲线

Fig. 8 Variation curves of breakup length and breakup time with injection pressure drop

喷注器和离心式喷嘴均具有锥形液膜的特性。对比发现,喷注压降对两种喷注器液膜破碎长度影响的趋势是相同的。对于离心式喷嘴,液膜破碎长度随喷注压降的增大而降低^[21-22,24]。因此,对于针栓式喷注器锥形液膜的理论建模可以参考离心式喷嘴的模型。

4 结 论

针栓式喷注器在变推力液体火箭发动机领域有广泛的应用,本文对其锥形液膜破碎特性进行试验研究,得到了液膜破碎长度和破碎时间变化规律,为针栓式喷注器的结构设计和理论建模提供参考。主要结论如下:

- 1) 在喷注压降不变的条件下,针栓式喷注器能够实现流量的线性调节。
- 2) 流量一定时,随着喷注通道狭缝宽度的增大,破碎长度和破碎时间均增加,表明狭缝宽度越小液膜破碎越快。但是,狭缝宽度变小意味着喷注速度变大,推进剂动量比改变,喷雾场结构发生变化。因此,针栓式喷注器设计时,在合理的推进剂动量比范围内,狭缝宽度应尽量取小。

3) 喷注压降一定时,破碎长度和破碎时间随着流量的增加而增大。针栓式喷注器液膜在低工况时破碎得更快。

4) 随着喷注压降的增加,液膜破碎长度和破碎时间均减小。针栓式喷注器锥形液膜的理论建模可以参考离心式喷嘴的模型。

参考文献:

- [1] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [2] Dressler G A, Bauer J M. TRW pintle engine heritage and

- performance characteristics[R]. AIAA-2000-3871, 2000.
- [3] Dressier G, Stoddard F, Gavitt K. Test results from a simple, low-cost, pressure-fed liquid hydrogen/liquid oxygen rocket combustor[C]//Proceedings of 1993 JANNAF Propulsion Meeting, Monterey, US; Chemical Propulsion Information Agency, 1993:51-67.
- [4] Hodge K F, Crofoot T A, Nelson S. Gelled propellants for tactical missile applications[R]. AIAA 96-2869, 1996.
- [5] Henneberry J P, Stoddard F J, Gu A L, et al. Low-cost expendable launch vehicles[R]. AIAA 92-48990, 1992.
- [6] Sackheim R L, Stoddard F J, Hardgrove J A. Propulsion advancements to lower the cost of satellite based communications systems[R]. AIAA 94-0930, 1994.
- [7] Fritz D, Dressler G, Mayer N, et al. Development and flight qualification of the propulsion and reaction control system for ERIS[R]. AIAA 92-3663, 1992.
- [8] Fritz D, Gavitt K. Gel propulsion for the fourth generation escape system component evaluation results[C]//Proceedings of 32nd Annual Symposium. Reno: SAFE Association, 1994:371-378.
- [9] Gavitt K, Mueller T. TRW LCPE 650 klbf LOX/LH2 test results[R]. AIAA-2000-3853, 2000.
- [10] 陈运钦. 变流量喷注器的设计和性能试验[J]. 推进技术, 1988, 9(4):1-6, 75.
CHEN Yunqin. Design and functional test of controllable flow injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 9(4):1-6, 75. (in Chinese)
- [11] 岳春国, 李进贤, 冯喜平, 等. 针栓式变推力火箭发动机技术现状与发展探索[J]. 世界科技研究与发展, 2008, 30(5):609-612.
YUE Chunguo, LI Jinxian, FENG Xiping, et al. The research on technology actuality and development of pintle injector variable thrust rocket engine[J]. World Sci-Tech R&D, 2008, 30(5):609-612. (in Chinese)
- [12] 张育林. 变推力液体火箭发动机动态特性的状态空间分析[J]. 国防科技大学学报, 1983(3):23-37.
ZHANG Yulin. State-space analysis of the dynamic characteristics of a variable thrust liquid propellant rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1983(3):23-37. (in Chinese)
- [13] Marchi A, Nouri J, Yan Y, et al. Spray stability of outwards opening pintle injectors for stratified direct injection spark ignition engine operation[J]. International Journal of Engine Research, 2010, 11(6):413-437.
- [14] Nouri J M, Hamid M A, Yan Y, et al. Spray characterization of a piezo pintle-type injector for gasoline direct injection engines[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2007, 85(1):281-292.
- [15] DONG Quan, Ishima T, Kawashima H. A study on the spray characteristics of a piezo pintle-type injector for DI gasoline engines[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2013, 27(7):1981-1993.
- [16] Son M, Yu K, Koo J, et al. Effects of momentum ratio and Weber number on spray half angles of liquid controlled pintle injector[J]. Journal of Thermal Science, 2015, 24(1):37-43.
- [17] Gavaises M, Toninil S, Marchil A. Modelling of internal and near-nozzle flow of a pintle-type outwards-opening gasoline piezo-injector[J]. International Journal of Engine Research, 2006, 7(5):381-397.
- [18] Nouri J M, Abo-Serie E, Marchi A, et al. Internal and near nozzle flow characteristics in an enlarged model of an outwards opening pintle-type gasoline injector[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2007, 85(1):256-267.
- [19] Kim D, Han P, Im J H, et al. Effect of recess on the spray characteristics of liquid-liquid swirl coaxial injectors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6):1194-1204.
- [20] Yang L J, Fu Q F, Qu Y Y, et al. Spray characteristics of gelled propellants in swirl injectors[J]. Fuel, 2012, 97(7):253-261.
- [21] 刘娟. 旋转锥形液膜破碎过程实验与仿真研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.
LIU Juan. Experimental and numerical simulation of the breakup process of swirling conical liquid sheet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [22] 富庆飞. 液体火箭发动机同轴喷嘴稳/动态特性分析[D]. 北京:北京航空航天大学, 2013.
FU Qingfei. Investigation of the steady/dynamic characteristics of the coaxial injectors in liquid rocket engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [23] 何志勇, 孙立宁, 陈立国. Otsu 准则下分割阈值的快速计算[J]. 电子学报, 2013, 41(2):267-272.
HE Zhiyong, SUN Lining, CHEN Liguang. Fast computation of threshold based on Otsu criterion[J]. Acta Electronica Sinica, 2013, 41(2):267-272. (in Chinese)
- [24] 李继保, 岳明, 杨茂林. 锥形液膜 Kelvin-Helmholtz 波不稳定性的试验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3):337-341.
LI Jibao, YUE Ming, YANG Maolin. Experimental research of instability of Kelvin-Helmholtz wave on conical sheets[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3):337-341. (in Chinese)

(编辑:陈越)