

文章编号: 1000-8055(2010)01-0035-06

亚燃冲压发动机中凹腔与 V 槽 火焰稳定器性能对比分析

李 庆, 潘 余, 谭建国, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 通过亚燃冲压发动机直连式试验和数值计算, 对凹腔火焰稳定器及 V 槽火焰稳定器的点火性能和燃烧性能进行了初步研究. 结果表明, 凹腔火焰稳定器可以直接用高能火花塞点燃, 而 V 槽火焰稳定器只能用氢气引导火焰点燃; 火焰稳定方式与燃料的喷注方式相对应, 中心喷注方式适用于 V 槽火焰稳定器, 壁面或者贴近壁面的喷注方式适用于凹腔火焰稳定器. 燃烧性能方面, 凹腔属于边区组织燃烧方式, V 槽火焰稳定器属于中心组织燃烧方式, 更有利于已燃气体和未燃气体的混合. 凹腔与 V 槽的燃烧效率较为相近, 但 V 槽火焰稳定器具有较高的总压损失.

关 键 词: 冲压发动机; 凹腔; V 槽; 火焰稳定器

中图分类号: V434. 22

文献标识码: A

Comparison of characteristics of ramjet with cavity-based flameholder and V-gutter flameholder

LI Qing, PAN Yu, TAN Jian-guo, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Materials Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experimental research and numerical simulation were carried out in order to study the characteristics of cavity-based flameholder and V-gutter flameholder in liquid hydrocarbon fuel ramjet. The results suggest that flameholder based on cavity could be ignited by high-energy spark igniter or hydrogen pilot flame, but flameholder based on V-gutter could only be ignited by hydrogen pilot flame. Also, the fuel injection mode was closely related to the flame holding mode. Central injection was applied to V-gutter and wall or near-wall injection applied to cavity. The combustion of ramjet with cavity was organized in the near-wall area but that of V-gutter organized in the central area, making it helpful to the mixing of the unburned and the burned. The combustion efficiencies of cavity and V-gutter were very close to each other, but the pressure loss of V-gutter was a little higher.

Key words: ramjet; cavity; V-gutter; flameholder

由于冲压发动机燃烧室主流中的气流速度较高, 远远大于湍流火焰的传播速度, 其中的可靠点火及火焰稳定技术一般是通过组织低速回流区来实现的^[1]. 根据产生回流区的机制不同, 亚燃冲压发动机燃烧室内的火焰稳定技术主要可以分为两

种: 实体火焰稳定技术和气动火焰稳定技术. 实体火焰稳定技术就是在气流中设置障碍物. 气动火焰稳定技术则通过气流的切向旋转或者横向射流来形成回流区^[2]. 其中实体火焰稳定技术中的后向台阶火焰稳定技术^[3]、钝体火焰稳

收稿日期: 2009-05-05; 修订日期: 2009-10-21

作者简介: 李庆(1982-), 男, 新疆富蕴人, 博士生, 主要从事高超声速推进技术的研究. E-mail: nudtliqing@gmail.com

定技术^[4-5]被广泛应用.近些年来,凹腔做为一种新型火焰稳定方式,被广泛应用于超燃冲压发动机和航空发动机^[6-7].Lund 大学的 Bruno^[8]等人开展了凹腔应用于亚燃冲压发动机的仿真工作.李庆^[9]等人开展了基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机点火性能试验研究.本文在前一阶段点火性能研究的基础上,对凹腔火焰稳定器和 V 槽火焰稳定器的点火及燃烧性能进行了对比.

1 研究方法

1.1 试验研究方法

轴对称模型发动机由喷油段、燃烧室及喉部构成,如图 1 及图 2 所示.喷油段包含一个中心喷油环及一个壁面喷油环.两种喷油方式中喷油孔孔径均为 0.5 mm.喷油环由 20 个沿圆周均布的直流式喷孔组成,燃料喷注方向沿流向并与发动机轴向平行.壁面喷油环由 20 个沿圆周均布的直流式喷孔组成,燃料喷注方向沿径向.燃烧室中分别安装绕流环及 V 槽,形成两种构型的发动机.基于凹腔火焰稳定器的发动机中,凹腔段由喷油段的后向台阶与绕流环构成.凹腔底部装有氢气喷嘴和点火装置.点火装置可以选择使用普通点火装置或高能点火装置.普通点火装置由普通火

花塞和点火电源组成.高能点火装置主要由高能火花塞(即半导体火花塞)及大功率可调点火电源构成.点火过程中,火花塞首先加热混气使局部混气着火,开始形成初始的火焰中心——火花核,随后,初始的火焰中心向未着火的混气传播使混气燃烧^[10].相比于普通火花塞,高能火花塞可以提供更高的点火能量,因此能加速火花核的形成,从而减小点火延迟.基于 V 槽火焰稳定器的发动机中去除绕流环,在相同轴向位置处安装了轴对称的 V 槽火焰稳定器,其半径与喷油环的半径相同,火焰稳定器截面的角度为 40° ,槽宽与绕流环的高度相同.

试验主要开展了点火性能和燃烧性能的研究.点火性能试验主要开展了特定燃料当量比条件下,喷油方式、点火方式及喉部尺寸对凹腔和 V 槽点火性能的影响.主要研究参数如下:入口总压为 300 kPa,入口总温为 600 K,入口空气质量流量为 2 kg/s,燃料流量为 0.1 kg/s.点火方式可以采用高能火花塞点火及氢气引导火焰点火.通过变换不同的喉部来改变燃烧室压力及流速,可选喉部为 $0.77D$, $0.85D$ 及 $0.92D$,其中 $0.77D$ 为基准喉部.燃烧性能试验主要开展了不同燃料当量比情况下,凹腔与 V 槽在燃烧效率及总压损失两个方面的对比.

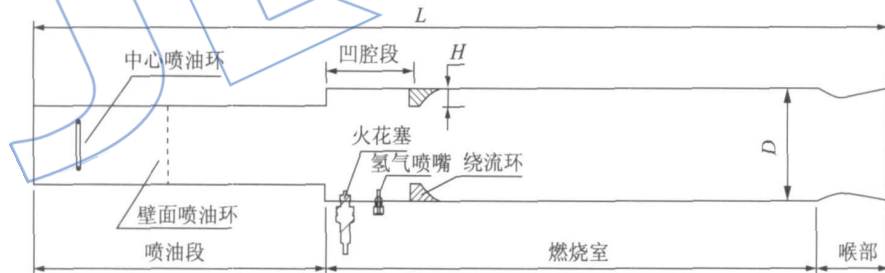


图 1 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机结构示意图

Fig. 1 Schematic of ground direct-connected ramjet combustor based on cavity flameholder

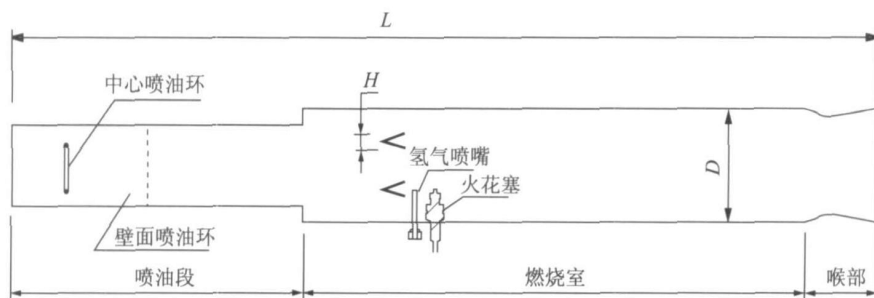


图 2 基于 V 槽火焰稳定器的亚燃冲压发动机结构示意图

Fig. 2 Schematic of ground direct-connected ramjet combustor based on V-gutter flameholder

1.2 数值模拟方法

目前冲压发动机中广泛采用液体碳氢燃料,燃料与空气的混合燃烧过程是典型的气液两相流问题.对于两相流动的数值模拟方法有:拟流体模型(Euler-Euler 方法)、液滴轨道模型(Euler-Lagrange 方法)、流体拟液滴模型(Lagrange-Lagrange 方法)^[11]. Euler-Lagrange 方法虽然不能完全模拟液滴相的脉动,但可以直接给定液滴的物理特性,以便跟踪模拟液滴特征随时间的变化,并可以同时获得不同种类、直径、温度的液滴运动轨迹.在液滴稀疏相假设下不考虑液滴间的碰撞、合并及群效应,对液滴在流场中的运动采用简化的随机轨道模型.随机轨道模型建立在离散相瞬态动量方程的基础上,直接由轨道形式的液滴瞬态方程组出发,考虑流体湍动对液滴的作用,计算液滴的轨道.

数值模拟分析和比较了喷流状态下燃烧室内冷态和热态的流场特征.求解过程中采用了基于控制体中心的有限体积方法离散气相控制方程.对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式,结合 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seide) 隐式数值方法,并采用多重网格技术加速收敛,以便利用相对较少的时间获得较大尺度的燃烧室内流场结构.计算中采用标准两方程 $k-\varepsilon$ 湍流模型、有限化学反应速率/涡破碎(finite-rate/eddy-dissipation model) 燃烧模型.

2 结果及分析

2.1 点火性能

凹腔火焰稳定器与 V 槽火焰稳定器点火性能试验结果见表 1.

表 1 点火性能对比

Table 1 Comparison of ignition characteristics

类型	凹腔火焰稳定器	V 槽火焰稳定器
喷注方式	壁面喷注	中心喷注
点火方式	高能火花塞/ 氢气引导火焰	氢气引导火焰
喉部	0.77 D, 0.85 D, 0.92 D	0.77 D

由试验结果可以看出,在点火方式方面,凹腔火焰稳定器点火时所需的能量较小,而 V 槽火焰稳定器点火时所需能量较高,只能使用氢气引导火焰点火.对气液两相流来说,影响点火能量的主要因素有当地燃料液滴尺寸及分布、点火区压力、

温度及气流速度等.

由图 3 及图 4 中 V 槽与凹腔冷态流线图可以看出,凹腔内的回流区由一个充满凹腔的大旋涡构成,而 V 槽后的回流区由两个旋涡构成. V 槽位于燃烧室突扩台阶之后,因此 V 槽前来流偏向于壁面方向,导致靠近壁面的旋涡较大,而下方的旋涡较小.凹腔与 V 槽回流区宽度基本相同,但凹腔回流区长度比 V 槽回流区长度要大.由 Marble 和 Zukoski^[12]提出的点火延迟概念可知,新鲜混气与回流区剪切层接触时间为 L/V ,其中 L 为回流区长度, V 为新鲜混气流经回流区的速度.在来流速度基本相同的情况下,凹腔回流区长度较长更有利于火焰稳定和传播.

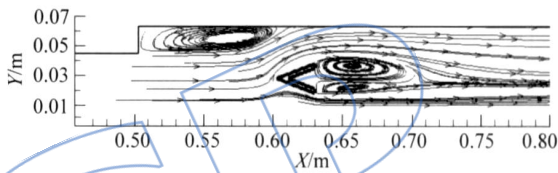


图 3 V 槽火焰稳定器附近区域流线图

Fig. 3 Schematic of flow field around V-gutter

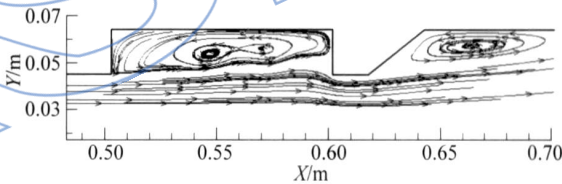


图 4 凹腔火焰稳定器附近区域流线图

Fig. 4 Schematic of flow field around cavity

图 5 及图 6 分别显示了采用中心喷注的 V 槽火焰稳定器及采用壁面喷注的凹腔火焰稳定器附近的液滴轨迹.图 7 及图 8 则是与图 5 及图 6 相对应的燃料组分分布图.通过仿真计算可以发现,凹腔火焰稳定器及 V 槽火焰稳定器试验中点火位置都位于回流区之内,两处点火位置附近的流速较低,满足火焰传播条件;两者压力及温度基本相同,但两者的燃料分布情况却存在差别.由图 5 至图 8 的结果所示,对于凹腔火焰稳定器,在横向射流的情况下,燃料的横向分布范围较宽,燃料在向下游流动的过程中与凹腔剪切层相互作用较强,同时由于凹腔内回流区的作用,燃料与空气充分混合、蒸发(燃料具有较长的停留时间),燃料分布有利于点火;对于 V 槽火焰稳定器,在轴向喷注燃料的情况下,由于喷油环与 V 槽直径相同,燃料的横向扩散能力较差,则部分液滴撞击 V 槽壁面后形成附着其上,形成液膜.同时 V 槽剪切

层附近的燃料与剪切层相互作用较弱,燃料很难进入V槽后的回流区内,导致回流区内处于贫油状态,不利于点火.



图5 V槽火焰稳定器附近燃料液滴追踪图

Fig. 5 Kerosene droplet traces around V-gutter



图6 凹腔火焰稳定器附近燃料液滴追踪图

Fig. 6 Kerosene droplet traces around cavity

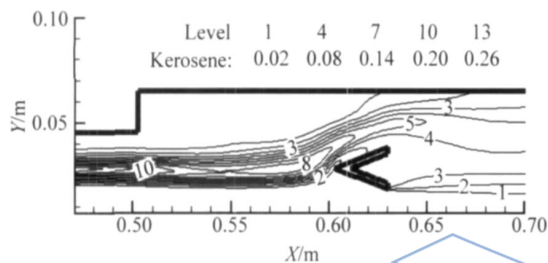


图7 V槽火焰稳定器附近区域燃料组分图

Fig. 7 Schematic of kerosene mass fraction around V-gutter

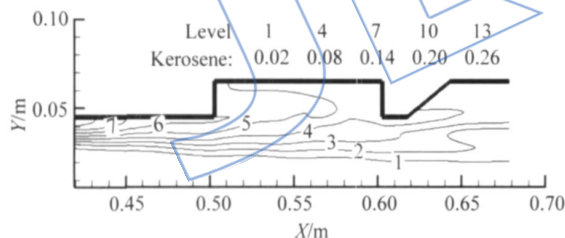


图8 凹腔火焰稳定器附近区域燃料组分图

Fig. 8 Schematic of kerosene mass fraction around cavity

同时,试验结果说明,不同的火焰稳定方式与不同的燃料喷注方式相对应.在壁面喷注的情况下,V槽火焰稳定器很难可靠点火.这主要是因为壁面喷注的条件下,燃料需要具有较大的穿透度,从而使横向射流转向以后,随空气下游传播到下游,进入V槽回流区邻近的区域.这首先要求燃料具有较大的喷注压降,同时要求喷注压降处于一定范围之内.当来流速度改变后,燃料穿透度还会受到影响,不利于V槽回流区内的稳定点火.因此V槽一般都采用喷油环喷油,喷油环的直径与V槽的直径一致,喷注方向沿轴向.在喷

油环喷注的情况下,如果喷油环距离壁面还具有一定的距离,由于燃料的喷注平行于气流方向,横向扩散能力较差,因此当燃料传播到凹腔附近时,很难和剪切层发生作用后被卷吸进入凹腔内,导致凹腔回流区内处于极度贫油状态,因此很难点燃.同时,我们可以推测,当喷油环的直径较大,与壁面距离较小时,燃料在传播到凹腔附近时就会被卷入凹腔内,这时凹腔回流区内的燃料分布情况将会得到改善.

由试验结果还可以看出,凹腔火焰稳定器在 $0.77D$, $0.85D$ 及 $0.92D$ 三种不同喉部尺寸下均可以可靠点火.而V槽火焰稳定器只能在 $0.77D$ 喉部下可靠点火.在发动机入口流量一定的情况下,喉部尺寸越大,则燃烧室内静压越低,入口流速越大.相对于V槽火焰稳定器来说,由于凹腔内回流区结构受来流流速影响较小,因此在高速条件下,其点火性能优于V槽火焰稳定器.

2.2 燃烧性能分析

2.2.1 燃烧组织

发动机燃烧性能与燃烧室内燃烧组织密切相关.考察燃烧室内温度的分布往往是了解燃烧室内燃烧组织方式的重要手段.图9与图10分别是V槽与凹腔火焰稳定器的仿真温度分布云图.由仿真结果可以看出,凹腔火焰稳定器的燃烧组织方式为边区式燃烧,由凹腔的值班火焰对凹腔附近的来流进行点燃,火焰在沿流向传播的同时也在横向扩散.但需要较长的通道才能使火焰充满整个截面.而V槽火焰稳定器的燃烧组织方式属于中心式燃烧,火焰在较短的通道内就可以扩散到整个截面.与凹腔火焰稳定器发动机相比,使用V槽火焰稳定器的发动机喷管出口温度分布较为均匀.由此可见,中心式燃烧组织方式更有利于已燃气体和未燃气体的混合.

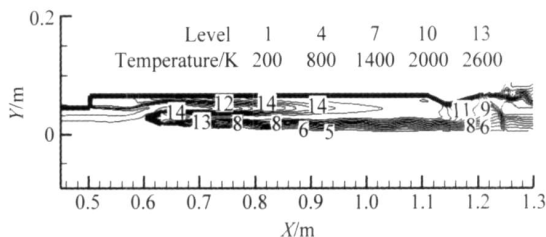


图9 V槽温度分布云图

Fig. 9 Schematic of temperature distribution of combustor with V-gutter

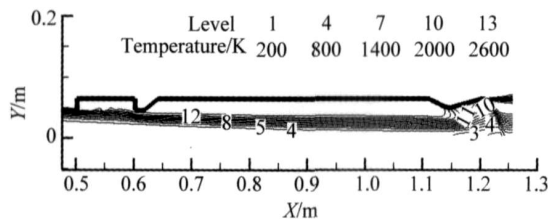


图 10 凹腔温度分布云图

Fig. 10 Schematic of temperature distribution of combustor with cavity

2. 2. 2 总体性能

图 11 与图 12 显示了凹腔与 V 槽在不同燃料当量比情况下燃烧效率与总压损失的试验计算结果.由温升定义计算出的燃烧效率对较为相近的情况具有较好的分辨率,因此燃烧效率的计算采用温升法,计算公式为

$$\eta_T = \frac{T_{t4,exp} - T_{t2}}{T_{t4,th} - T_{t2}}$$

其中 T_{t2} 为燃烧室入口截面的总温, $T_{t4,exp}$ 为试验中测量获得的燃烧室出口截面的总温, $T_{t4,th}$ 为理论计算的燃烧室出口截面的总温. $T_{t4,exp}$ 理论上可以通过总温探头获得,但实现起来较为困难.因此使用了燃烧室出口截面的压力数据及等熵指数来计算,具体计算方法采用北约 A GARD 小组关于燃烧效率的计算方法^[13].由试验结果可以看出,由图 11 中显示的试验结果可以看出,在不同的燃料当量比下,凹腔和 V 槽两者的燃烧效率相差不大,但变化的规律却不尽相同.经验表明,燃料质量浓度场对燃烧效率有较大的影响^[1].对于 V 槽火焰稳定器来说,由 2.1 节分析可知,由于采用中心顺流直喷的方法,燃料横向扩散能力较差,随着燃料当量比的增大(即燃料流量的增大),燃料分布区域变化不大,这就导致了燃料质量浓度分布均匀性变差,因此燃烧效率逐渐下降.对于凹腔火焰稳定器来说,在低当量比下,部分燃料进入凹腔与空气充分混合燃烧,另一部分则在壁面附近发生燃烧放热反应;随着当量比的增加,进入凹腔内的燃料比例减小,燃料大多聚积在壁面附近,壁面附近的燃料质量浓度增加,导致燃料分布均匀度变差,因此燃烧效率随之降低.但是由于燃料采用横向喷注的方式,随着流量的增大,燃料的喷注压降和喷射速度都将增大,因此燃料穿透度将随之增大.由计算可以得出,燃料当量比为 0.56, 0.75 及 0.9 时,当横向喷射的燃料到达凹腔附近

时,其穿透度分别达到 0.126D, 0.169D 和 0.203D(其中 D 为发动机燃烧室直径).因此燃料穿透度的增大使得燃烧室内的燃料分布变得更加均匀,因此燃烧效率在下降之后又出现了升高的趋势.同时图 12 中的试验结果显示,V 槽火焰稳定器的总压损失明显高于凹腔火焰稳定器.由图 3 及图 4 的流线示意图可以看出,V 槽火焰稳定器位于主流当中,具有较大的流动阻力,气体到达火焰稳定器后产生了较大的流动转向,造成较大的总压损失.而文中凹腔属于开式凹腔,由凹腔前缘产生的剪切层将跨过凹腔,气流仅在绕流环喉部存在突扩;同时燃烧室边区的流速要小于中心流速,流动损失小.因此凹腔的总压损失小一些.

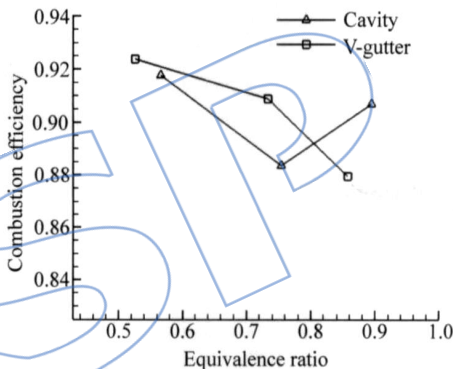


图 11 凹腔与 V 槽燃烧效率对比

Fig. 11 Combustion efficiency of combustor with cavity and V-gutter

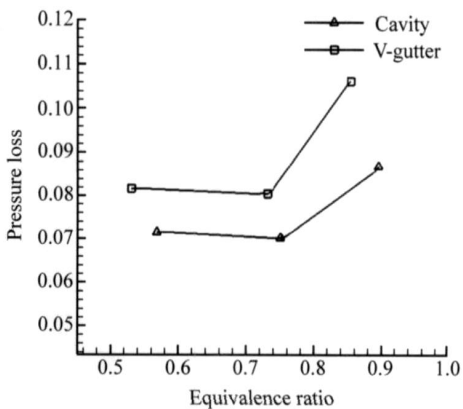


图 12 凹腔与 V 槽总压损失对比

Fig. 12 Pressure loss of combustor with cavity and V-gutter

3 结 论

1) 点火性能方面,相对于 V 槽火焰稳定器,凹腔火焰稳定器形成的回流区长度较大,燃料与空气混合均匀,发动机所需的点火能量较低,可以

直接用高能火花塞点燃;火焰稳定方式与燃料的喷注方式相对应,中心喷注方式适用于V槽火焰稳定器,壁面喷注方式适用于凹腔火焰稳定器。

2) 燃烧性能方面,V槽火焰稳定属于中心组织燃烧方式,凹腔属于边区组织燃烧方式,中心式燃烧组织方式更有利于已燃气体和未燃气体的混合。同时,凹腔与V槽的燃烧效率较为相近,但V槽火焰稳定器位于主流当中,具有较大的流动阻力,气体到达火焰稳定器后产生了较大的流动转向,造成较大的总压损失。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京:国防工业出版社,1992.
- [2] 夏亮,赵黛青,山下博史,等. 旋转流中预混合火焰的高速传播现象——I 稳燃特性及燃烧效率的提高[J]. 过程工程学报,2007,7(3):457-461.
XIA Liang, ZHAO Daiqing, Yamashita H, et al. High speed propulsion of premixed flame in swirling flow—I Characteristics of stable combustion and enhancement of combustion efficiency[J]. The Chinese Journal of Process Engineering, 2007, 7(3): 457-461. (in Chinese)
- [3] Brophy C M, Hawk C W. Mixing and combustion studies of four-inlet side dump combustors[R]. AIAA 96-2765.
- [4] Khosla S, Leach T T, Smith C E. Flame stabilization and role of von karman vortex shedding behind bluff body flameholders[R]. AIAA 2007-5653.
- [5] Dally B B, Fletcher D F, Masri A R. Flow and mixing fields of turbulent bluff-body jets and flames[J]. Combust. Theory Modeling, 1998, 2(2): 193-219.
- [6] Vinogradov V, Grachery V. Experimental investigation of 2-D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6 [R]. AIAA 90-5268.
- [7] Hsu K Y, Gross L P, Trump D D, et al. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA 95-0810.
- [8] Bruno C, Losurdo M. Numerical simulations of trapped vortex combustion for application to ramjets[C]//Proceedings of the Flameless Combustion Workshop. Lund, Sweden: [s. n.], 2005.
- [9] 李庆,潘余,李清廉,等. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机点火性能研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1600-1605.
LI Qing, PAN Yu, LI Qinglian, et al. Ignition characteristics of ramjet with cavity-based flameholder[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1600-1605. (in Chinese)
- [10] 陈义良,张孝春,孙慈,等. 燃烧原理[M]. 北京:航空工业出版社,1992.
- [11] 周力行. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟[M]. 北京:科学出版社,1994.
- [12] Marble F E, Zukoski E E. Flame holding and bluff bodies [C]//12th meeting of AGARD combustion and propulsion panel. Washington, DC: [s. n.], November 1957.
- [13] Propulsion and Energetics Panel Working Group 22. Experimental and analytical method for the determination of connected-pipe ramjet and ducted rocket internal performance[R]. AGARD Advisory Report 323, 1994.