

超燃冲压发动机凹腔火焰稳定器阻力分析*

潘 余, 丁 猛, 梁剑寒, 刘卫东, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为了研究凹腔火焰稳定器在超燃冲压发动机燃烧室内的阻力情况, 采用了试验和数值仿真的方法, 结合已有的研究结果、纹影图像和阻力测量等进行了分析。结果表明: 在冷流中凹腔阻力受自由剪切层与后壁作用情况决定, 来流总压高, 作用面积大, 凹腔阻力大; 在反应流中, 凹腔阻力小于冷流阻力, 在高当量比条件下凹腔可能产生正推力; 凹腔附近最强燃烧放热区对凹腔阻力影响较大, 当最强放热区分布在凹腔前壁附近时凹腔可能产生推力; 当最强燃烧放热区分布在凹腔后壁时, 凹腔可能产生阻力。

关键词: 超声速燃烧冲压发动机; 凹腔火焰稳定器; 凹腔阻力; 纹影

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 05-0518-05

Investigation on drag of cavity flame holder in scram jet

PAN Yu DING Meng LIANG Jian-han LU Wei-dong WANG Zhen-guo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Numerical and experimental methods, schlieren images and drag measurement were adopted to illustrate the drag of cavity flame holder in scram jet combustor. Results revealed that for cavities in supersonic cold flow, the cavity drag was determined by the contact tough between supersonic flow and the cavity aft wall. Higher inflow stagnation pressure and larger contact area can lead to higher cavity drag. For cavities in supersonic reaction inflow, the cavity drag was less than cold flow, the cavity may produce positive force for some suitable equivalence ratio, and the strongest reaction zone near the cavity have great influence on the cavity drag. Once the strongest reaction zone near the cavity front wall, the cavity may produce positive force. When the strongest reaction zone near the cavity aft wall, the cavity may produce negative force.

Key words Scram jet; Cavity flame holder; Cavity drag; Schlieren system

1 引 言

在吸气式超燃冲压发动机研究过程中, 如何实现超声速流中点火并维持稳定的燃烧是一个非常关键的问题。由于在超声速流中设置凹腔可以建立回流区, 这为超声速燃烧点火和火焰稳定提供了可能, 并且 CIAM 在飞行试验中验证了凹腔的火焰稳定能力, 这使得凹腔作为超声速燃烧的火焰稳定器而备受关注。然而通常认为凹腔会产生阻力, 这将降低发动机的推力性能。因此, 为了提高发动机推力性能, 就必须对凹腔火焰稳定阻力特性进行研究。

凹腔阻力由压差阻力和摩擦阻力组成, 摩擦阻力相对压差阻力较小, 研究通常忽略。压差阻力由两方面引起: 一是由于来流膨胀使得凹腔前壁面的压力低

于来流压力; 二是后壁面受到剪切层的撞击后压力升高, 从而高于来流压力; 两部分压力差就形成了凹腔阻力。因此, 影响凹腔阻力的因素主要包括凹腔结构尺寸和来流条件等。Gruber, Baurle, Ben-Yakar, Zhang 和刘欧子等人对凹腔阻力随凹腔长深比和后沿角变化进行了数值仿真研究^[1~5], 结果都表明凹腔阻力随凹腔 L/D 增大而增大, 但是对于凹腔后沿角对阻力的影响方面却存在一定的分歧。Samimy^[6]对凹腔后壁上的压力分布进行了试验测量, 并推测凹腔的阻力有可能在后沿角 $45^\circ \sim 16^\circ$ 之间存在一个极小值。丁猛^[7]在来流马赫数 1.92 静压 86.6 kPa 和静温为 509 K 的超声速流中对 $L/D = 7$ 后沿角为 18° , 30° , 45° 和 60° 的凹腔冷流阻力进行了试验测量, 验证了数值仿真中凹腔阻力随后沿角的增大先减小后增大

* 收稿日期: 2008-10-30 修订日期: 2009-02-24

作者简介: 潘 余 (1980—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: scramjetpan@hotmail.com

的结论,并得出凹腔阻力在后沿角为 45° 时最小,这与 Samin 推论一致。丁猛^[7]研究表明,凹腔热试阻力小于冷试阻力,并有可能产生正推力。但是对于热试状态下凹腔阻力的影响因素以及推阻力产生的机制仍然不明。因此,本文主要从凹腔流场结构入手,结合试验和数值仿真对凹腔推阻力产生的机理进行分析。

2 试验装置与研究方法

采用了试验和数值仿真方法对凹腔阻力进行分析。数值仿真采用了广为使用的 FLUENT 软件,结合耦合的 $k\omega$ 湍流模型对煤油燃烧流场进行了求解,试验研究是在国防科技大学 D3 直连式试验台上完成。

图 1 给出了试验测力系统简图,整个试验系统由空气加热器、发动机试验段、测量装置、测量控制系统以及各种管路供应系统组成。空气加热器采用燃烧加热方式,以空气、氧气和酒精为燃料,燃气中氧气质量组分为 23%。燃烧室入口条件为: $Ma = 2.64$, $T_0 = 1483\text{ K}$, $p_0 = 1.65\text{ MPa}$, $T = 724\text{ K}$, $p = 76.3\text{ kPa}$ 。试验系统中各供应管路均为软管连接,推力测量台架采用了柔性悬挂方式,并在横向安装了光滑限位器。因此,可以认为止推式推力传感器获得的力即为系统的轴向力。该力为加热器推力和发动机推力之和,由于加热器推力保持不变,发动机燃烧室采用了等截面构型,忽略燃烧室壁面摩擦力的变化和采用绝热条件,并且假设不同燃烧状况下的热阻基本相同,则对于两次试验中系统推力的变化与凹腔所引起的阻力变化基本一致。试验中空气流量为 2 kg/s 以煤油和氢气为燃料,最大燃料总流量为 0.05 kg/s 燃料流量相对于空气流量较小,因此忽略燃料对总流量的影响,对于加热器调试和阻力测量方法同文献[7]。

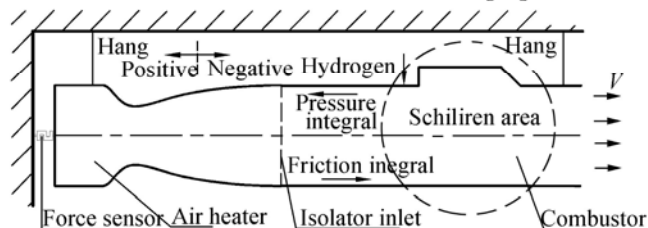


Fig 1 Schematic of the force measurement system

采用了反射式平行光纹影系统对流场进行观测,该系统由聚光部分、纹影部分和成像部分等组成。以波长为 532 nm 的连续激光作为纹影光源,并在光路和纹影仪之间设置了 532 nm 单波长滤镜,用于消除燃烧辐射光对纹影观测系统的干扰。采用 Photron

FASTCAM-ultra APX 高速数字摄影仪进行成像,该摄影仪最快拍摄速度为 $120\,000\text{ 帧/秒}$,最短曝光时间为 $1/120\,000\text{ 秒}$ 。文中采用了 $4\,000\text{ 帧/秒}$ 和 $1/120\,000\text{ 秒}$ 曝光时间进行图像拍摄,纹影仪观察区域见图 1。

3 来流条件对凹腔阻力影响研究

鉴于本文来流条件与文献报道的来流条件略有不同,同时丁猛^[7]对单个凹腔阻力特性的研究结果表明,凹腔冷流阻力系数 C_D 随凹腔深度 D 和长深比 L/D 的增大而增加,随后沿角 A 的减小先减小后增大,在 45° 附近存在极小值;燃烧条件下凹腔阻力比冷流时小,当量比越高阻力系数越小,并有可能表现为正推力,凹腔阻力受燃料喷射方式影响较大。本文首先对比了来流条件对凹腔流场的影响,并且基于所有文献和已有结果进行凹腔阻力分析。选取后沿角 $A = 45^\circ$,深度 D 分别为 15 mm 和 20 mm ,长深比 L/D 分别为 5 和 7 的凹腔进行验证。令丁猛实验来流条件 $Ma = 1.92$, $T_0 = 846\text{ K}$, $p_0 = 600\text{ kPa}$, $T = 509\text{ K}$, $p = 86.6\text{ kPa}$ 为 Inflow 1,本文实验来流条件为 Inflow 2,首先进行单个凹腔阻力比较,其中阻力系数 C_D 定义见文献[6]。图 2 显示了冷/热流阻力系数变化情况,其中图 2(b)中 ER 为燃料当量比, $C_D = 2\text{ Drag}/(\rho V^2 A)$, Drag 为实验所获得推力的相对变化值。可以看出,两种来流条件下凹腔在冷流和反应流中的变化规律基本吻合,即:阻力系数均随凹腔深度 D 和长深比 L/D 的增大而增加,随燃料当量比的增大而逐渐减小,并最终可能表现为正推力。由于 Inflow 2 总压高,凹腔后沿斜坡滞止压力高,凹腔前后壁面压差相对较大,相同凹腔在 Inflow 2 冷流阻力系数大;并且在反应流中,冷流阻力较大的凹腔达到正推力所需的燃料当量比也增大。因此,凹腔阻力随来流条件变化而变化,但是同一来流条件下阻力变化规律相同。

4 凹腔阻力产生机理分析

对于凹腔的阻力,忽略不同结构凹腔与流体接触面积不同所产生摩擦阻力的变化,那么凹腔阻力仅来源于前/后壁面压力积分的差。着火前/后凹腔壁面压力分布如图 3 所示,着火前 ($\Phi = 0$),上游凹腔后壁压力高于前壁压力,故冷流时凹腔产生阻力;着火后,凹腔前/后壁压力差减小,甚至前壁压力高于后壁压力,从而阻力减小甚至有可能产生推力。那么,凹腔阻力变化与实际流动过程是否相关?在冷/热流条件

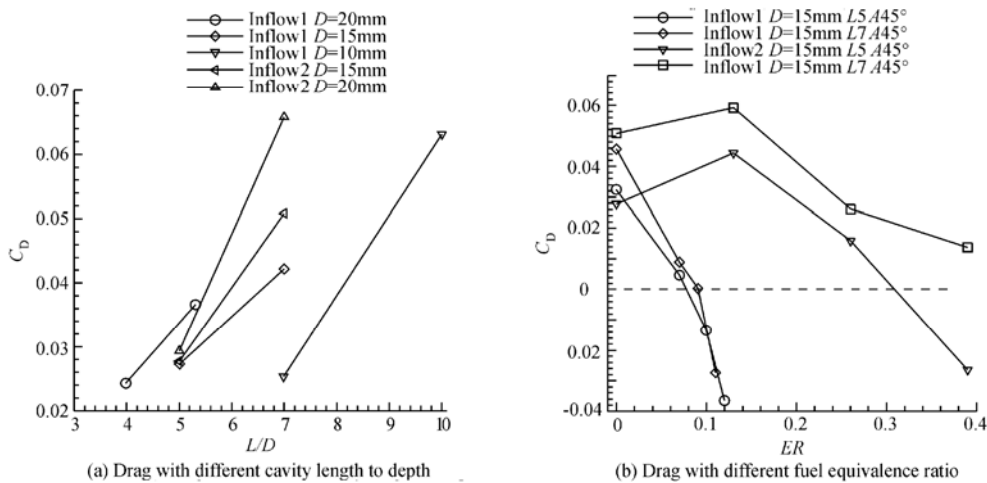


Fig 2 Comparison of the cavity drag in cold and combustion flow

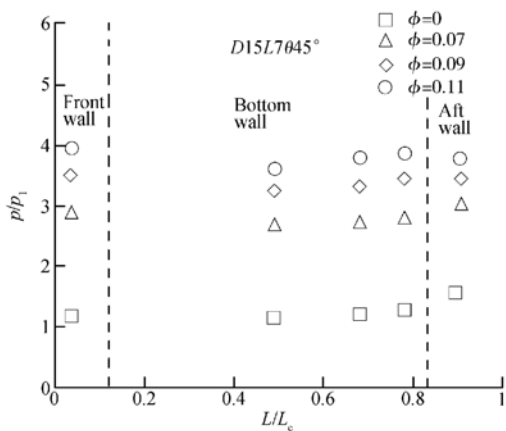


Fig 3 Wall pressure of single cavity^[7]

下阻力主要由什么决定?

从图 4 所示的单凹腔冷/热流场纹影图像对比可以看出,冷流中(图 4(a))凹腔后沿激波④较强,同时射流前沿激波①和凹腔前沿激波②也较强;在反应流中(图 4(b)),凹腔剪切层极大的偏向发动机主流中,凹腔后沿激波消失,凹腔前沿和火焰锋处密度梯度较大,在凹腔前壁附近燃烧放热较强。在下游反压的影响下,燃烧室下壁面由于边界层分离产生分离区前激波⑤,该激波与燃烧区域相互作用,形成复杂的

流场结构。同时燃烧放热引起燃料射流激波入射在下壁面的位置靠前,并产生一分离区,同时射流前激波在下壁面的反射激波增强。

通过对凹腔冷/热流场的对比,结合 Samimy^[6] 的测量结果,以及试验结果,可以看出凹腔阻力受自由剪切层撞击凹腔后壁的影响;燃烧流中,凹腔自由剪切层不再撞击凹腔后壁,凹腔阻力将会减小,此时凹腔阻力主要由凹腔附近燃烧所引起的压力差决定。下面对冷/热流中凹腔阻力进行分析。

首先,根据图 5 和图 6 所示的流场结构,分析冷流中凹腔阻力的变化。凹腔自由剪切层撞击在凹腔后壁面上,引起凹腔后壁面压力大幅度升高,在剪切层撞击点的中心,流动基本滞止,压力接近于来流总压。因此,在超声速冷流中,来流总压越高,凹腔阻力越大。并且,由于凹腔前壁面压力接近于主流静压,可以推断出相同静压条件下,来流马赫数越高,阻力越大。同理,凹腔长度越长,剪切层发展越充分,向凹腔内部偏离越多,在凹腔后壁产生大面积高压区域,使凹腔阻力增大;剪切层发展距离(凹腔长度 L)相同时,凹腔深度越大,后壁面积越大,阻力越大;在凹腔

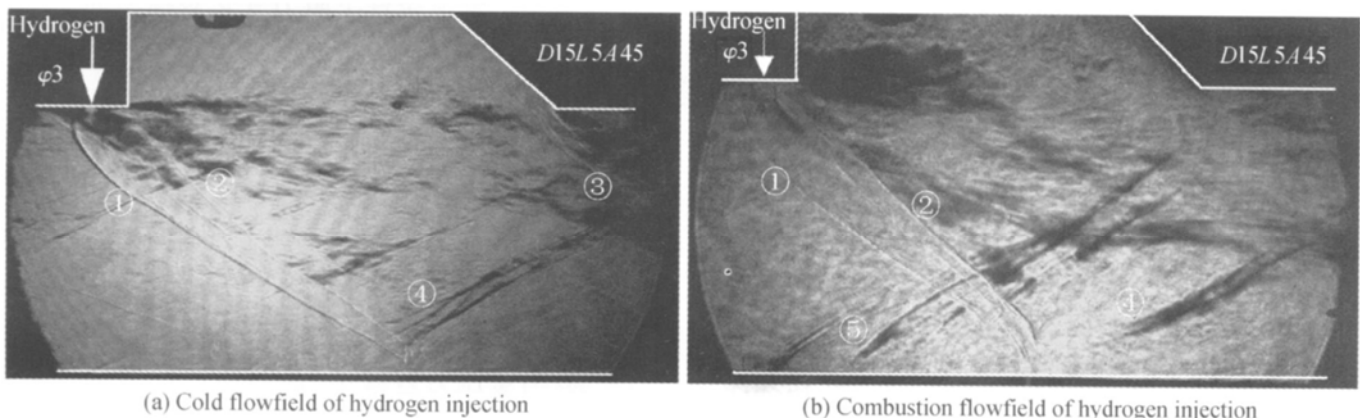


Fig 4 Comparison of the cavity flowfield in cold and combustion flow

长度和深度相同时,由于后沿角度变化引起剪切层撞击在后壁的作用区域变化,凹腔阻力就发生相应的变化。总之,超声速冷流中凹腔自由剪切层与凹腔后壁之间相互作用,决定了凹腔阻力的变化。因此,作用区域的大小变化将直接影响凹腔阻力的变化规律,也就可能在一定来流条件下凹腔阻力随后沿角的变化引起作用区域最小,从而阻力最小。

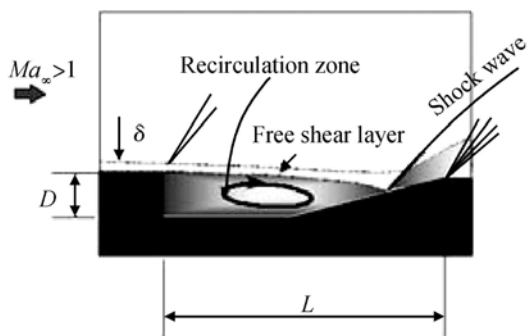


Fig 5 Schematic of cavity flow

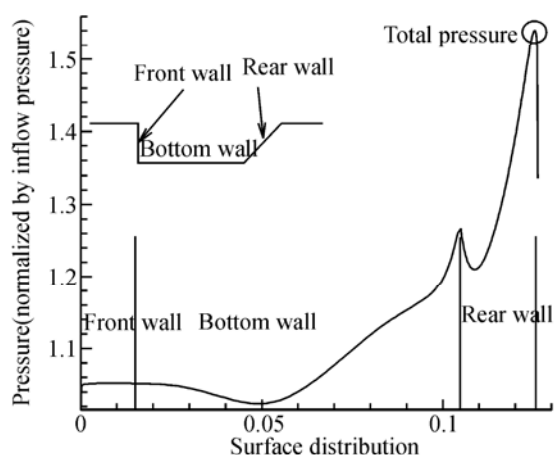


Fig 6 Wall pressure of cavity in supersonic flow

其次,分析燃烧流动对凹腔阻力的影响。从图 4 燃烧流场纹影图像可以清楚地看到,凹腔自由剪切层已充分发展,不再撞击在凹腔后壁,而是偏向主流,凹腔后沿激波消失,凹腔附近流场表现为亚声速流动状态。一方面,燃烧放热引起来流总压降低,假设凹腔前后壁的压力分配比例不变,来流总压减小则凹腔的整体阻力将减小;另一方面,后沿激波消失,凹腔内部为亚声速流动,凹腔后壁压力与前壁面压力差减小,凹腔阻力减小。此外,在高当量比时,燃烧放热对上游来流压缩较强,进入凹腔附近的来流总压和马赫数减小,凹腔阻力也相应减小,在合适的当量比下,凹腔可能产生推力。因此,热流中凹腔阻力普遍小于冷流阻力。

最后,分析凹腔附近放热区的变化引起阻力的变化。这必须从燃料与凹腔间的相互作用和凹腔附近

放热区进行分析。根据凹腔组织燃烧的情况,既可能最强的燃烧放热区主要接近后壁,由于高速气流中的压差较大和总压的损失的原因,此时后壁面压力高于前壁面压力,凹腔可能产生阻力;又可能最强燃烧放热区集中在凹腔前壁附近,前壁面附近放热量大,凹腔前壁压力高于后壁压力,此时凹腔可能产生推力。为了进一步说明该问题,图 7 给出了两凹腔串联时凹腔附近流场结构。选取煤油为燃料,并进行相对喷射的燃烧流场仿真。其中,上壁面横向分布的 3 个 $\Phi 5 \text{ mm}$ 的煤油喷孔被简化为单个 $\Phi 85 \text{ mm}$ 的中心对称面方孔,以降低计算的复杂度。以温度最高的区域为燃烧室内最强放热区,对比上/下游凹腔的流场。从图 7(c)可以看出,由于喷孔分布在燃烧室对称面中心,燃料分布的非均匀性引起燃烧流场三维特性较强,在此仅选取中心对称面进行分析。从图 7(a)中可以看出上游凹腔温度最高的区域集中在凹腔前壁附近,下游凹腔温度最高的区域集中在后壁附近。从图 7(b)可以看出,上/下游凹腔由于与燃料的交换过程不同,上游凹腔剪切层偏向于主流中,上/下游凹腔流线不同。从图 7(d)所示的上/下游凹腔壁面压力分布可以看出,上游凹腔前壁压力高于后壁压力,凹腔产生推力;下游凹腔后壁压力高于前壁压力,凹腔产生阻力。因此,凹腔阻力与凹腔附近最强放热区的分布紧密相关。

在此,分析图 8 中喷射方式 A 和 B,喷射方式 A 中由于凹腔内仅辅助少量氢气,并且凹腔上游位置存在大量的氢气射流,因此凹腔前壁附近氢气流量大,放热剧烈,凹腔可以产生推力;而 B 喷射方式中,凹腔前壁射流,引起前壁区域内富燃、温度低、前壁附近放热量小,最强放热区更多地集中在凹腔后壁附近,后壁压力高于前壁,凹腔产生阻力。

综上所述,在冷流中,凹腔阻力由凹腔自由剪切层撞击在凹腔后壁的影响区域决定,来流总压高、马赫数大、凹腔深度大,自由剪切层更多地偏向凹腔内部,凹腔阻力大;在反应流中,凹腔阻力小于冷流时阻力,凹腔产生推力还是阻力受凹腔附近最强放热区决定。

5 结 论

通过对开式凹腔阻力的分析,可以得出如下几条结论:

- (1) 几何结构变化对凹腔阻力的影响受来流与凹腔前/后壁作用所引起的压差决定;
- (2) 在反应流中,由于凹腔剪切层偏向主流,与

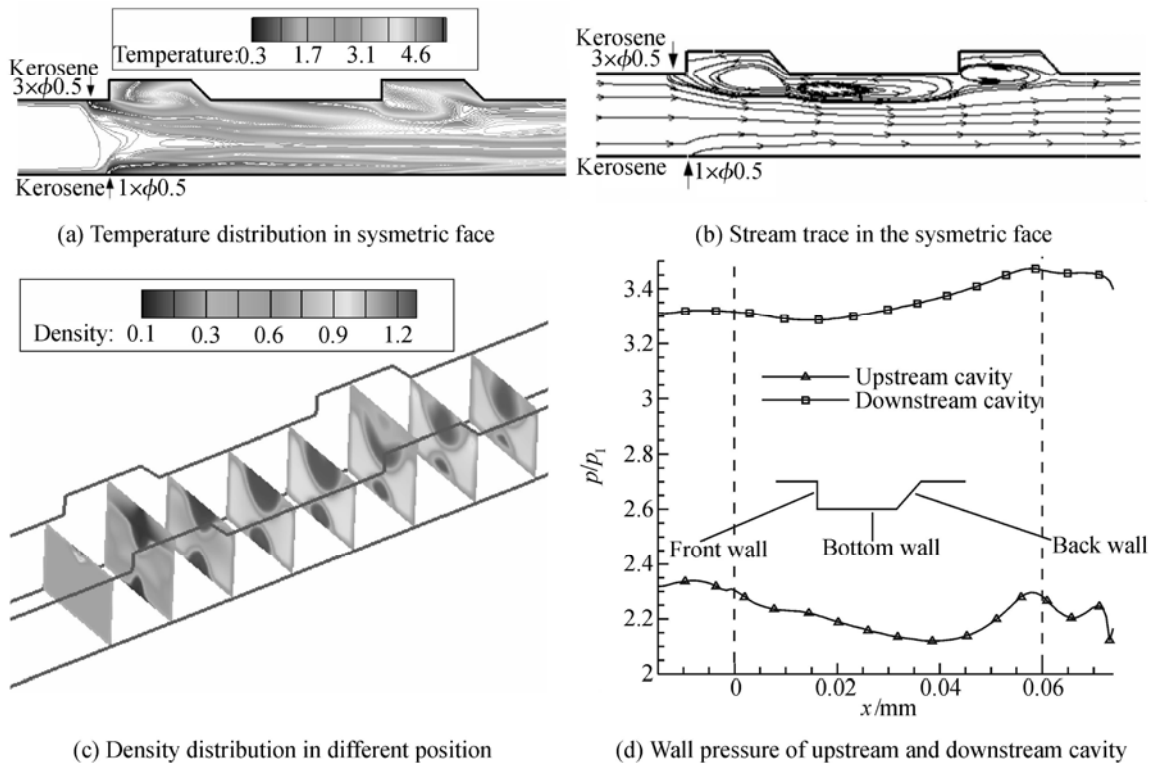


Fig 7 Flow field of cavities in tandem

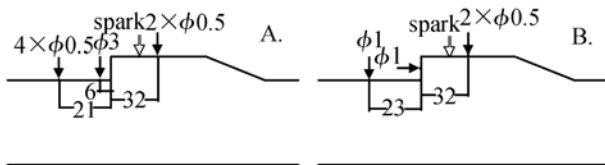


Fig 8 Hydrogen injection methods from ref [7]

凹腔后壁作用区域减小,同时凹腔后沿激波减弱或者消失,并且进入凹腔附近的来流总压和马赫数减小,使得凹腔阻力小于冷流阻力;

(3)在反应流中,凹腔产生推力还是阻力,主要由凹腔附近最强放热区的分布和燃料当量比决定。

参考文献:

- [1] G nuber M R, Baurle R A, Hsu K Y. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[R]. AIAA 99-2248
- [2] Baurle R A, G nuber M R. A study of recessed cavity flow-fields for supersonic combustion applications[R]. AIAA 98-0938

- [3] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scram jets An overview [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(4): 869 ~ 877.
- [4] Zhang X. The effect of trailing edge geometry on cavity flow oscillation driven by a supersonic shear layer[J]. *Aeronautical Journal*, 1998, 102(1013): 129~ 136
- [5] 刘欧子, 胡欲立, 蔡元虎, 等. 超声速燃烧凹腔火焰稳定的研究动态 [J]. 推进技术, 2003, 24(3). (LIU Ou-zi HU Yu-li CAI Yuan-hu, et al Overview of flame holders of cavities in supersonic combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3).)
- [6] Samimy M, Petrie H L, Addy A L. A study of compressible turbulent reattaching free shear layers[J]. *AIAA Journal*, 1986, 24(2): 261~ 267.
- [7] 丁 猛, 王振国. 凹腔火焰稳定器的阻力特性试验研究 [J]. 航空学报, 2006, 127(14): 556~ 560
- [8] Davis D L, Bowersox R D. Computational fluid dynamics analysis of cavity flame holders for scram jets[R]. AIAA 97-3270

(编辑: 梅 瑛)