

文章编号:1001-2486(2007)03-0001-05

凹腔超声速流场结构的试验研究*

房田文,丁猛,周进

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

摘要:对超声速冷流情况下凹腔流场特性进行了试验和数值仿真研究,分析了不同构型的凹腔对超声速流场的影响。研究表明,在5~9范围内长深比 L/D 对凹腔流场结构基本没有影响;在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 范围内,凹腔后壁倾角 θ 不会改变凹腔流场整体结构和特征,但对剪切层的空间发展和凹腔回流区结构有比较大的影响。

关键词:超声速流动;凹腔;流场结构

中图分类号:V235.21 **文献标识码:**A

Experimental Investigation on Supersonic Flows over Cavities

FANG Tian-wen, DING Meng, ZHOU Jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Characteristics of supersonic cold flows over cavities were investigated experimentally and numerically, and the effects of cavities of different sizes on supersonic flow field were also analyzed. Results indicate that cavity flow structure has little relevance to L/D within the range of 5~9, and the ramp angle of the rear wall will not alter the overall structure of the cavity flow within the range of $30^\circ \sim 60^\circ$, but it can alter the development of the shear layer and the structure of the circumfluence in cavities.

Key words: supersonic flow; cavity; flow field structure

凹腔已被证实是一种新的有效的超声速燃烧火焰稳定器,关于凹腔燃烧、流动特性和凹腔火焰稳定器性能的研究也取得了一定的进展和成果。Ben-Yakar^[1]对凹腔火焰稳定器的研究动态进行了较详尽的综述。丁猛^[2]等利用推力测量系统,研究了不同结构尺寸凹腔火焰稳定器的冷流阻力和热试阻力,研究表明,在实际的超燃冲压发动机工况下,凹腔火焰稳定器的阻力随着当量比的增加而减小,并最终表现为正推力。赖林^[3]利用激光散射测粒仪和高速纹影仪对不同喷注压降下凹腔的喷气喷雾流场进行了试验研究,揭示出凹腔稳定火焰的机理。孙明波^[4]等利用混合 RANS/LES 模拟方法,对超燃冲压发动机凹腔的二维超声速流动进行了模拟,再现了二维凹腔剪切层的拟序结构。Gruber^[5-6]等以凹腔作为基本构型,对基于凹腔的燃料喷注/点火/火焰稳定/冷却一体化技术进行了细致的研究。

在燃烧室中,混合、点火、火焰扩散与火焰稳定相互耦合、相互影响,一般很难把它们区分开来,单独对火焰稳定过程进行研究比较困难。冷态流动研究首先建立初步而必要的认识,是开展深入研究的基础,也是发动机研究中必不可少的手段之一。

1 冷态流动试验设计

试验系统由空气加热器、喷管、模型超燃冲压发动机组成。首先,加热器将空气加热,使其达到模拟的飞行状态总焓,然后喷管将加热的空气加速,在出口处产生均匀的超声速气流。超燃冲压发动机燃烧室采用单级燃烧室设计,由隔离段和两段扩张段组成,如图1所示。第一扩张段采用单边扩张构型,在顶壁布置一个凹腔火焰稳定器,并在侧向设置了两组光学观察窗口,位置分别包含凹腔的前缘和后缘部分,如图2所示;第二扩张段同为单边扩张构型。凹腔火焰稳定器由前/后缘、前/后驻点、前壁、底壁和

* 收稿日期:2006-11-10

基金项目:国家“863”计划资助项目(2002AA723060)

作者简介:房田文(1980—),男,博士生。

后壁构成,主要结构尺寸有深度 D 、长深比 L/D 和后壁倾斜角 θ ,如图 3 所示。

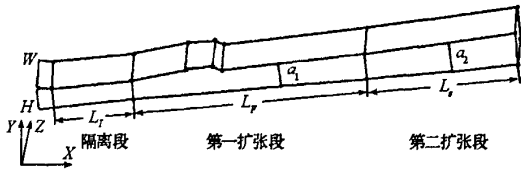


图 1 燃烧室构型示意图
Fig.1 Configuration of scramjet combustor

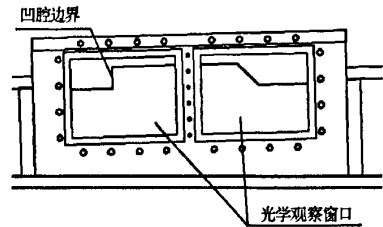


图 2 凹腔火焰稳定器观察窗口
Fig.2 View window of cavity flame holder

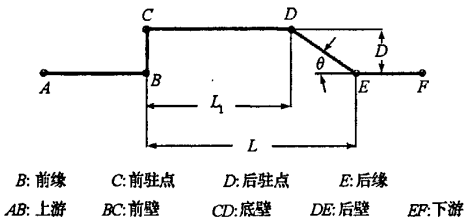


图 3 凹腔结构示意图
Fig.3 Schematic of cavity structure

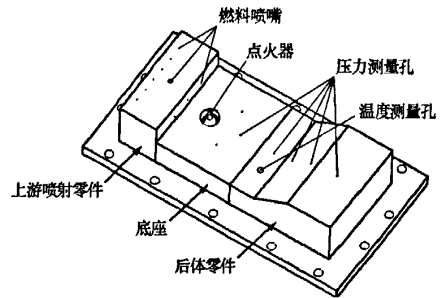


图 4 凹腔火焰稳定器一体化构型
Fig.4 Integral structure of cavity flame holder

凹腔火焰稳定器构型如图 4 所示,利用凹腔作为火焰稳定装置,在凹腔上游和内部布置燃料喷嘴,在凹腔底部布置点火器(点火器可选用火炬、火花塞和固体火药点火器等多种形式),另外根据试验需要,还在凹腔上游和底部布置了多个压力与温度测量点。上述模块设计为可拆装式结构,通过更换不同的底座和后体零件,能组合成不同 D 、 L/D 、 θ 的凹腔火焰稳定器。针对不同的凹腔构型,为了研究其对超声速流场的影响,本文采用高速纹影技术和数值仿真,先后对 5 种尺寸的凹腔火焰稳定器进行了对比研究,具体研究项目见表 1。

表 1 冷态流动研究项目表

Tab.1 Specifications of cold flow experiments

编号	尺寸
D15L5045	$D = 15 \quad L/D = 5 \quad \theta = 45^\circ$
D15L7045	$D = 15 \quad L/D = 7 \quad \theta = 45^\circ$
D15L9045	$D = 15 \quad L/D = 9 \quad \theta = 45^\circ$
D15L7030	$D = 15 \quad L/D = 7 \quad \theta = 30^\circ$
D15L7060	$D = 15 \quad L/D = 7 \quad \theta = 60^\circ$

2 超声速凹腔流场

通流情况能提供凹腔火焰稳定器流场的主要特征,也是研究燃料喷射与凹腔火焰稳定器相互作用的基础。下面,以冷空气为介质,通过高速纹影和数值仿真,得到了超声速凹腔流场特征。具体来流参数为: $Ma = 1.92$ 、 $T_0 = 303\text{K}$ 、 $P_0 = 402\text{kPa}$ 、 $T = 171\text{K}$ 、 $P = 51.4\text{kPa}$ 。

2.1 流场特征

以 D157045 作为基准型凹腔,选取整个火焰稳定器一体化构型(见图 3)作为数值仿真对象,取火焰稳定器一体化构型的一半为计算区域,采用多区拼接结构网格,凹腔区域网格数为 $142 \times 38 \times 28$,主流区域网格数为 $247 \times 45 \times 28$ 。图 5 给出了其流场的纹影试验结果,图 6 和图 7 给出了流场的数值仿真结

果,图 8 为试验测得的凹腔中心对称面的壁面压力分布,其中 P_U 为凹腔前缘上游壁面压力, L_C 为凹腔等效长度,是凹腔前壁、底壁和后壁的长度总和。

由图 5 可看出,凹腔火焰稳定器流场主要有五个明显的特征:来流在凹腔前缘分离,在凹腔内出现回流,凹腔内低速回流与高速主气流形成剪切层②;剪切层向下游发展时偏向主流,从而在凹腔前缘处形成前缘波系,这里形成的前缘波系为压缩波①,图 8 中的前壁压力分布也说明了这点;剪切层向下游发展直至凹腔后缘处,由图 5(d)可测量出此时后缘处与前缘处的剪切层厚度比(本文称为凹腔剪切层发展率) $R_{LS} = H_{TE}/H_{LE} \approx 2.86$,部分剪切层撞击至凹腔后壁,形成撞击激波③,撞击区域靠近后缘;波后气流经过后缘膨胀,在后缘处形成明显的膨胀波④;另外由于试验件加工和安装的缘故,在凹腔上游 30mm 处存在一个高度约为 0.5mm 的后向台阶,后向台阶会形成膨胀波和再附激波,而由于后向台阶很小,最终形成了此处膨胀波与激波相毗邻的干扰波系⑤。

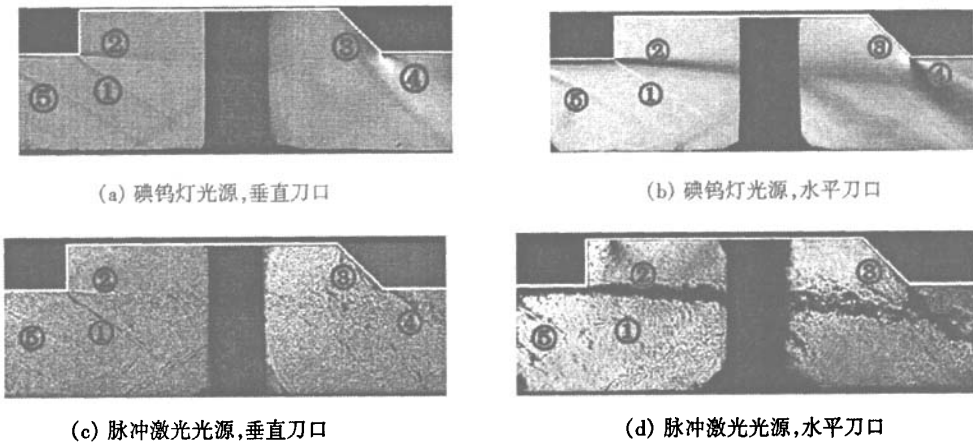


图 5 D15L7Q45 流场纹影图

Fig.5 Flow field schlieren map of D15L7Q45

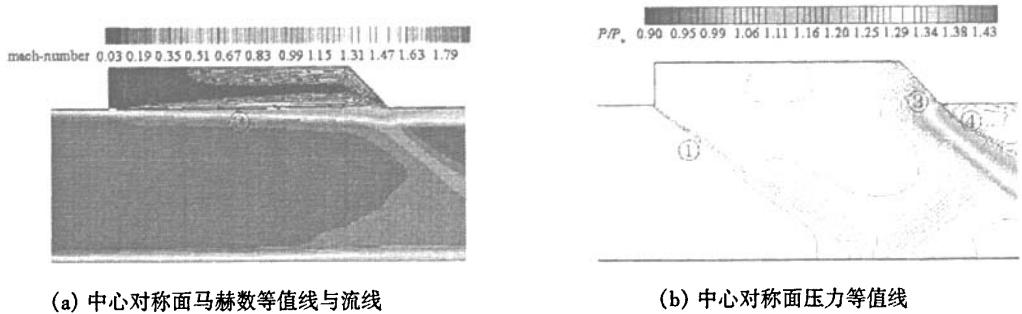


图 6 D15L7Q45 流场等值线

Fig.6 Flow field isolines of D15L7Q45

图 6 的数值仿真结果也反映出了上述相同的流场特征,另外,图 6(a)中的流线分布表明凹腔内回流区主要由一个充满凹腔的大漩涡构成,前驻点附近的二次涡几乎不存在。图 6 表明沿流向的多个切面上,在宽度方向马赫数分布基本上保持一致,整个流场基本上表现出二维性。

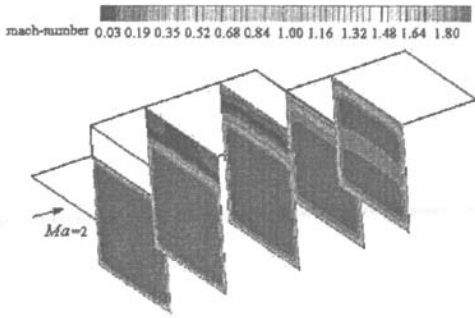


图7 D15L7Q45 流向各切面马赫数等值线

Fig.7 Ma isolines of D15L7Q45 in cross-section planes

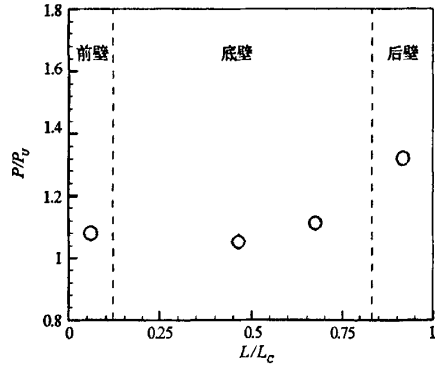


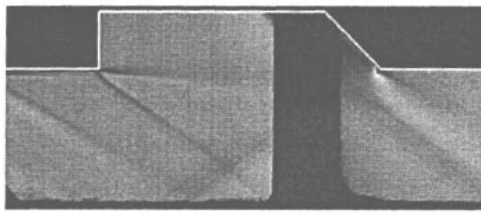
图8 D15L7Q45 中心对称面壁面压力分布

Fig.8 Wall pressure distribution of D15L7Q45 in symmetrical plane

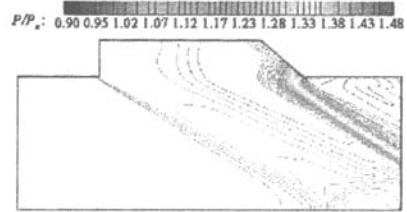
2.2 凹腔构型对流场的影响

在前述 D15L7Q45 流场特性的基础上,研究了 L/D 和 θ 对流场结构的影响,取 $D = 15, L/D = 5, 7, 9,$ 后壁倾斜角分别取 $\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 。

图 9~图 12 分别给出了其他不同尺寸凹腔的流场,对于流场的描述包括纹影试验结果以及中心对称面压力等值线的数值仿真结果。



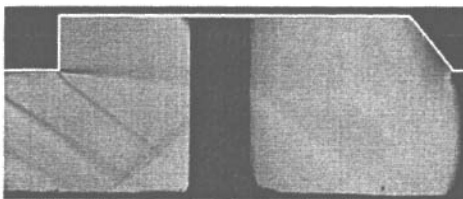
(a) 碘钨灯光源,垂直刀口



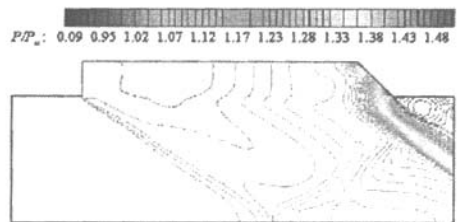
(b) 中心对称面压力等值线

图9 D15L7Q45 流场

Fig.9 Flow field of D15L7Q45



(a) 碘钨灯光源,垂直刀口



(b) 中心对称面压力等值线

图10 D15L9Q45 流场

Fig.10 Flow field of D15L9Q45

2.2.1 长深比 L/D 对流场的影响

对比图 9、图 5、图 6 和图 10 可以看出,在整体上,三种 $L/D = 5, 7, 9$ 的凹腔具有完全一致的流场拓扑结构,都体现出上述五个流场特征。流场细节方面,剪切层向下游发展时都基本保持水平略偏向主流方向,导致在前缘形成的都是压缩波,剪切层的空间发展具有一致性,剪切层与后壁的撞击点也都基本处于同一位置,凹腔内的回流区结构也都是由一个充满凹腔的大漩涡构成;不同的只是随着凹腔的长度增加,剪切层发展得更充分(三种凹腔的剪切层发展率分别为 $R_{LS} \approx 2.47, 2.86, 3.93$),凹腔内回流区更长。总的来说,三种凹腔流场具有一定的相似性,即在 5~9 范围内, L/D 对凹腔流场结构基本无影响。

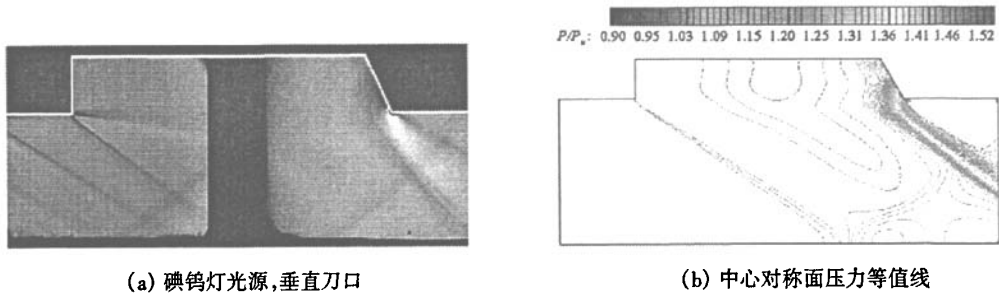


图 11 D15L9Q60 流场

Fig. 11 Flow field of D15L9Q60

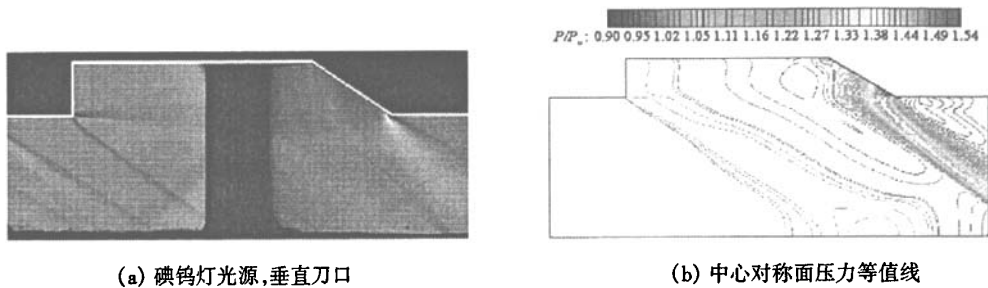


图 12 D15L7Q30 流场

Fig. 12 Flow field of D15L7Q30

2.2.2 后壁倾角 θ 对流场的影响

对比图 12、图 5、图 6 和图 11 可以看出,三种 $\theta = 30^\circ$ 、 45° 、 60° 的凹腔也具有一致的流场拓扑结构和流场整体特征,但在流场细节上体现出了许多不同。由于三种凹腔的长度相同,即剪切层的发展距离相同,三种凹腔的剪切层发展率基本相等,都约为 2.9;不同的是剪切层的空间发展方向,纹影图与压力等值线图中显示出的剪切层/后壁撞击点位置可清楚表明,随着 θ 的减小,撞击点位置愈加远离后缘,向凹腔底壁方向移动,这说明剪切层在向下游发展时愈加偏向凹腔内部方向,它的另一后果就是导致前缘压缩波强度变弱。另一方面,凹腔内部的回流区结构也稍有差异:与前述 $\theta = 45^\circ$ 不同, $\theta = 30^\circ$ 凹腔的回流区由一个基本主涡和一个前驻点二次涡组成;相比之下, $\theta = 60^\circ$ 凹腔的二次涡则更为明显,基本占据了前拐角区域。综上所述,在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 范围内, θ 与凹腔流场整体结构与特征基本无关,但会影响剪切层的空间发展和凹腔回流区结构,从而会对凹腔的火焰稳定能力带来一定的影响,需要通过试验或数值仿真进一步地加以研究。

3 结论

- (1) 凹腔通流流场特征由前缘波系、起始于前缘的剪切层、后壁撞击激波和后缘膨胀波系构成;
- (2) 在 5~9 范围内,长深比 L/D 对凹腔流场结构基本没有影响;
- (3) 在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 范围内, θ 不会改变凹腔流场整体结构与特征,但会影响剪切层的空间发展和凹腔回流区结构,可能会对凹腔的火焰稳定能力带来一定的影响。

参考文献:

- [1] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity Flame-holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869 - 877.
- [2] 丁猛,王振国. 凹腔火焰稳定器阻力特性的试验研究[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 556 - 560.
- [3] 赖林. 带空腔超燃发动机燃烧室喷雾流场特性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2003.
- [4] 孙明波,梁剑寒,王振国. 二维凹腔超声速流动的混合 RANS/LES 模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 119 - 123.
- [5] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental Studies of Cavity-based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1): 146 - 153.
- [6] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-based Fuel Injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1305 - 1312.

