

文章编号: 1000-6893(2006)04-0556-05

# 凹腔火焰稳定器阻力特性的实验研究

丁 猛, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

## Experimental Investigation on Drag of Cavity Flame Holder

DING Meng, WANG Zhen guo

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

**摘 要:** 在超燃冲压发动机直连式实验中, 模拟马赫数 1.92、静温 509 K、静压 86.6 kPa 来流, 采用等截面燃烧室构型, 利用推力测量系统对不同结构尺寸的开式凹腔火焰稳定器的冷流阻力和热试阻力进行了研究。通过对深度分别为 10, 15, 20 mm, 长深比 4~10, 后壁倾斜角  $18^\circ \sim 60^\circ$  的凹腔火焰稳定器的冷流阻力比较, 实验表明凹腔火焰稳定器的冷流阻力与凹腔深度成正比; 也与凹腔长深比成正比; 并随后壁倾斜角的增大先减小后增大, 在  $30^\circ \sim 60^\circ$  范围内应存在一个角度使得冷流阻力最小。实验还以氢气为燃料, 利用火花塞点火器进行点火, 在燃烧模式下对不同喷注位置、不同当量比时的凹腔火焰稳定器阻力特性进行了对比, 结果表明凹腔火焰稳定器的热试阻力比冷流阻力小, 且受燃料喷注方式的影响较大; 在实际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, 并最终会表现为正推力。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 火焰稳定器; 凹腔; 阻力

中图分类号: V235.21 文献标识码: A

**Abstract:** Experimental investigation on the drag of cavity flame holder was conducted by force measurement system. Integrated fuel injector/flame holder cavity module was installed in a constant area ground direct connect test combustor, which simulated the incoming flow conditions of  $Ma=1.92$ ,  $T=509\text{ K}$ ,  $P=86.6\text{ kPa}$ . Various cavities were studied with several depth ( $D=10, 15, 20\text{ mm}$ ), length to depth ratios ( $L/D=4\sim 10$ ) and trailing wall angles  $\theta=18^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ . Results of cold flow experiment indicate that cavity drag increases with increasing  $D$  and  $L/D$ , and decreases between  $\theta=18^\circ\sim 45^\circ$ , followed by increasing between  $\theta=45^\circ\sim 60^\circ$ , which suggests that there might be a critical  $\theta$  (between  $30^\circ\sim 60^\circ$ ) at which the drag of a cavity are minimal. The drags of cavities under combustion condition, with hydrogen fuel ignited by a spark igniter, were investigated with two groups of fuel injectors on different positions and several fuel equivalence ratios. It is found that the drag of cavity under combustion condition is less than the drag of cold flow, and affected greatly by the fuel injectors position. The drag of cavity decreases with increasing fuel equivalence ratio, and could be converted into the thrust, instead of drag, under combustion mode which is close to real statue of scramjet.

**Key words:** scramjet; supersonic combustion; flame holder; cavity; drag

凹腔的阻力由压阻和摩阻两部分组成, 一般摩阻与压阻相比, 它的数值很小, 因此基本上对于凹腔的阻力研究都集中于它的压阻特性。最初凹腔的阻力特性需求来自于它作为作战运载器的弹舱模型, 弹舱在飞行器表面形成一个凹腔, 超声速凹腔非定常自激振荡流场会造成飞行器阻力和雷达噪声突增, 因此早期对于超声速凹腔的研究集中于自激振荡特性以及它的阻力与声学特性。Zhang<sup>[1]</sup>, McGregor<sup>[2]</sup>, Baysal<sup>[3]</sup> 通过中心线压力分布积分方法研究了长深比  $L/D$  对凹腔阻力的影响。Jason<sup>[4]</sup> 采用测力天平与壁面压力积分两

种方法, 在冷流实验中发现凹腔内喷注流体会降低凹腔的阻力。

最近凹腔作为火焰稳定器被应用到超燃冲压发动机中, 如何设计低阻、小总压损失而高效的凹腔火焰稳定器成为超燃冲压发动机研究的主要内容之一。由于凹腔作为火焰稳定器需要为流场提供一个常驻的稳定火焰源, 所以一般都选择稳定型凹腔构型, 以避免不稳定性燃烧。研究表明多种主动或被动控制技术都可以抑制凹腔的自激振荡<sup>[5]</sup>, 其中倾斜后壁结构简单、易于冷却, 被认为是最有效的振荡抑制技术, 并广泛被采用。Zhang<sup>[6]</sup>, Baurle<sup>[7]</sup>, Gruber<sup>[8]</sup> 针对凹腔的冷流阻力开展了数值模拟工作, 并得到一致结论: 随着

$L/D$  增大, 阻力增加。但在后壁倾斜角  $\theta$  对凹腔阻力的影响方面, 其各自研究结果不尽相同。

由上述可知, 对于凹腔火焰稳定器的阻力特性, 国内外还未开展深入研究, 现有研究都集中于无燃烧工况, 而对真实工作状态下燃烧时的凹腔火焰稳定器的阻力特性研究还未见到任何报道; 而且通常采用的是压力积分方法, 研究手段也集中于数值模拟, 缺乏必要的实验验证。

本文在超燃冲压发动机地面直连式试验台上, 利用测力系统(FMS)对凹腔火焰稳定器的阻力特性进行了研究, 主要对比了冷流状态下不同结构尺寸对凹腔火焰稳定器阻力的影响, 以及燃烧状态下凹腔火焰稳定器阻力的变化趋势。

### 1 实验设备

本文实验用的超燃冲压发动机地面直连式试验台主要由空气加热器、直连式超燃冲压发动机、测力系统、测量控制系统以及各种管路供应系统组成, 主体部分如图 1 所示。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%。超燃冲压燃烧室入口模拟参数: 马赫数  $Ma = 1.92$ , 静温  $T_1 = 509\text{ K}$ , 静压  $P_1 = 86.6\text{ kPa}$ 。测力系统采用了成熟的固体火箭发动机推力测量技术, 由活动台架、悬挂装置、推力架和推力传感器组成, 空气加热器和直连式超燃冲压发动机同轴水平安装在活动台架上, 所有供应管路都采用软管连接。

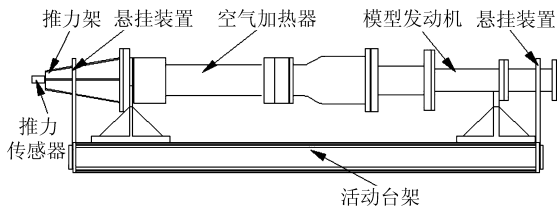


图 1 试验系统示意图

Fig 1 Schematic of test facility

为了测量凹腔火焰稳定器的阻力, 去除燃烧室构型的影响, 减小燃烧室壁面摩擦的影响, 实验中采用简单、较短的等截面燃烧室构型, 全长 445 mm; 横截面: 54.5 mm (高)  $\times$  75 mm (宽)。在距入口 303 mm 处、宽度面上设置了凹腔安装槽, 可更换不同结构尺寸的凹腔, 其中可变尺寸包括深度  $D$ 、长度  $L$  和后壁倾斜角  $\theta$ , 如图 2 所示。

压强测量采用的是 PSI 的 9116 压强扫描测量系统, 精度为 0.05% FS; 推力测量采用的是应变式测力传感器, 精度为 0.5% FS。

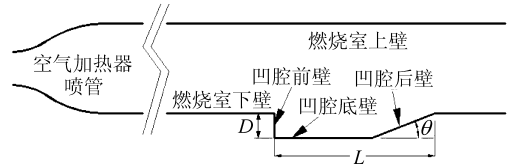


图 2 凹腔火焰稳定器构型示意图

Fig 2 Schematic of cavity flame holder

### 2 实验结果与分析

凹腔火焰稳定器的阻力测量方法如下: 首先超燃冲压发动机燃烧室内不安装凹腔火焰稳定器, 而以平板代替, 则可得到基准推力  $F_0$ , 它是空气加热器推力与燃烧室摩擦阻力的合力; 其次安装凹腔火焰稳定器, 则可得到冷流推力  $F_c$ , 它是空气加热器推力、燃烧室摩擦阻力和凹腔阻力  $F_d$  的合力, 忽略燃烧室摩擦阻力的变化, 则冷流状态下的凹腔阻力  $D_c = F_0 - F_c$ ; 最后安装凹腔火焰稳定器, 并在燃烧室内喷注燃料、点火进行超燃冲压发动机热试, 由于燃烧室为等截面构型, 不产生推力, 所以得到的热试推力  $F_w$  仍然是空气加热器推力、燃烧室摩擦阻力和凹腔阻力的合力, 同理得到燃烧状态下的凹腔阻力  $D_w = F_0 - F_w$ 。图 3 示意性给出了 D15L7018 的阻力测量结果。

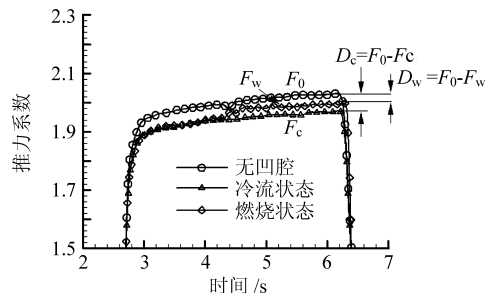


图 3 凹腔火焰稳定器阻力测量示意图

Fig 3 Experimental determination of cavity flame holder drag

实验中对 9 种不同结构尺寸的凹腔火焰稳定器试验件进行了冷流状态下的阻力比较, 并对其中 4 种结构进行了热试。具体实验项目如表 1。

表 1 实验项目表

Table 1 Experiment specifications

编号	尺寸	冷试	热试
D10L10045	$D = 10\text{ mm}$ $L/D = 10$ $\theta = 45^\circ$	✓	
D10L7045	$D = 10\text{ mm}$ $L/D = 7$ $\theta = 45^\circ$	✓	✓
D15L7045	$D = 15\text{ mm}$ $L/D = 7$ $\theta = 45^\circ$	✓	✓
D15L7060	$D = 15\text{ mm}$ $L/D = 7$ $\theta = 60^\circ$	✓	
D15L7030	$D = 15\text{ mm}$ $L/D = 7$ $\theta = 30^\circ$	✓	
D15L7018	$D = 15\text{ mm}$ $L/D = 7$ $\theta = 18^\circ$	✓	✓
D15L5045	$D = 15\text{ mm}$ $L/D = 5$ $\theta = 45^\circ$	✓	✓
D20L4045	$D = 20\text{ mm}$ $L/D = 4$ $\theta = 45^\circ$	✓	
D20L53045	$D = 20\text{ mm}$ $L/D = 5.3$ $\theta = 45^\circ$	✓	

## 2.1 冷流状态

图4给出了不同尺寸的凹腔火焰稳定器的壁面压力分布,其中 $P_U$ 为凹腔前缘上游燃烧室下壁面压力; $L_c$ 为凹腔等效长度,是凹腔前壁、底壁和后壁的长度总和。图5、图6分别比较了不同 $D$ 和 $L$ , $\theta$ 的凹腔火焰稳定器的冷流阻力系数。

由图4可知大部分凹腔的前壁压力与上游压力的比值 $P/P_U > 1$ ,说明大部分凹腔的前缘都形成压缩波。

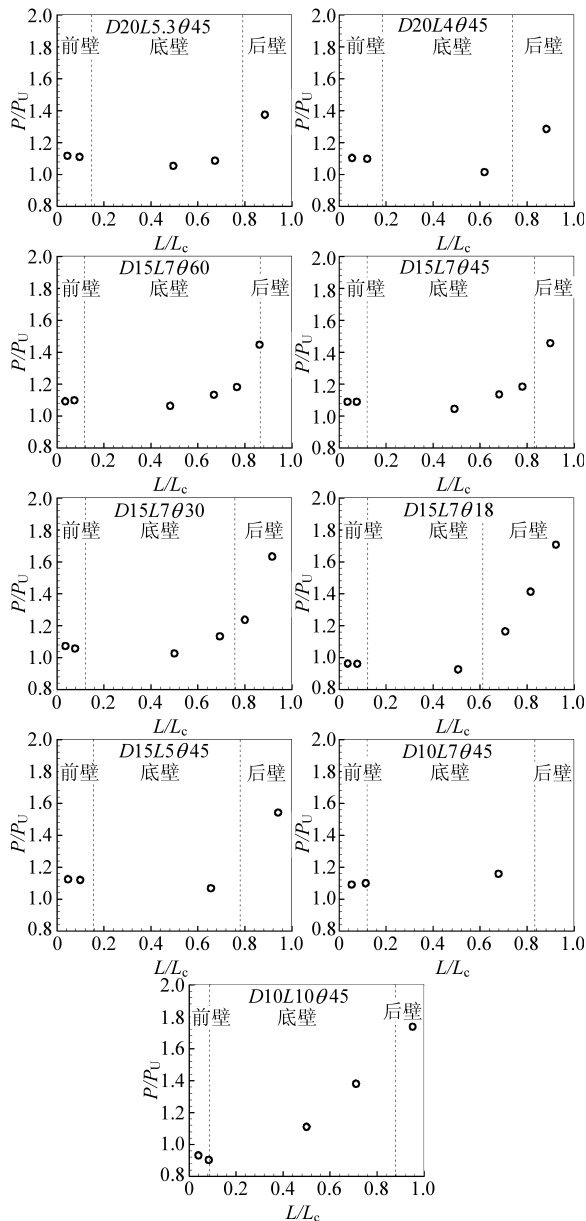


图4 凹腔壁面压力分布

Fig 4 Wall pressure distribution of cavity

图5显示在同一 $D$ 情况下, $C_D$ 随着 $L/D$ 的增大而增加,分析认为这是因为: $L/D$ 增大,凹腔前缘形成的剪切层向下游发展的距离增长,从而

到达后壁时厚度增加,导致剪切层撞击后壁的区域扩大,后壁高压区相应扩大,从而导致后壁产生的压阻增加。其中 $D=10\text{ mm}$ , $\theta=45^\circ$ 时 $L/D=10$ 的阻力系数有明显的增加,这是因为 $L/D=10$ 的凹腔已接近或属于闭式凹腔,而研究<sup>[7]</sup>表明闭式凹腔的阻力会显著增加;从图4的压力分布也可看出此时凹腔前缘形成较强的膨胀波: $P/P_U < 1$ ,此时前壁压力为相对负压,这将大大增加凹腔的压阻。图5也表明 $C_D$ 随着 $D$ 的增大而增加,这主要是压阻的作用面积增加的缘故。

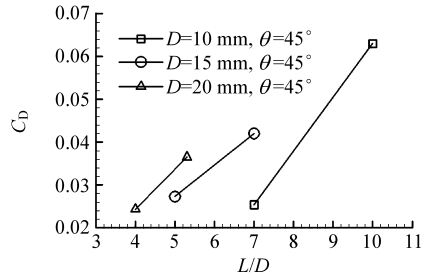


图5 不同 $D$ 和 $L$ 的凹腔冷流阻力系数比较

Fig 5 Comparison of cavity cold flow drag coefficient with different depth and length

图6表明在随着 $\theta$ 的增加,阻力先下降后增加,在 $\theta \in 30^\circ \sim 60^\circ$ 范围内应存在一个值使得凹腔火焰稳定器阻力最小。从图4可知在 $\theta \leq 45^\circ$ 范围内,随着 $\theta$ 减小,凹腔前缘压缩波逐渐减弱,前壁压力下降,当 $\theta=18^\circ$ 时前缘压缩波已变为膨胀波,前壁压力为相对负压;另一方面前缘波系的变化说明:随着 $\theta$ 减小,前缘剪切层逐渐向凹腔内倾斜发展,导致后壁压力升高,且高压区扩大;这两方面因素导致 $C_D$ 随着 $\theta$ 的减小而增加。

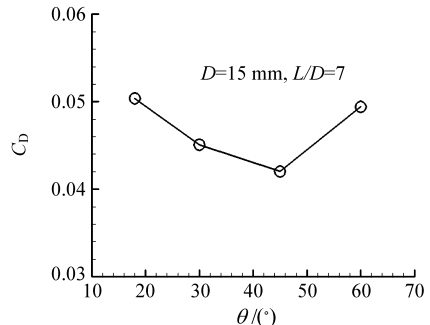


图6 不同 $\theta$ 的凹腔冷流阻力系数比较

Fig 6 Comparison of cavity cold flow drag coefficient with different trailing wall angles

## 2.2 燃烧状态

为了考察实际燃烧室工作状态下的凹腔火焰稳定器的阻力,在超燃冲压发动机燃烧室内喷注燃料并点火实现燃料燃烧。这里为简单起见,燃

料选择为氢气。为了比较不同的燃料喷注方式对火焰稳定器阻力的影响, 选择了两组燃料喷注位置, 所有喷嘴都是直孔喷嘴。在凹腔底部设置一个火花塞点火器进行点火, 燃料喷嘴大小、位置与点火位置见图 7。整个热试时序为: 空气加热器点火 1 s 后工况稳定、喷注氢气燃料, 0.3 s 后火花塞点火并持续 0.5 s, 关闭火花塞点火器后维持氢气燃烧 1.5 s, 随后关车。

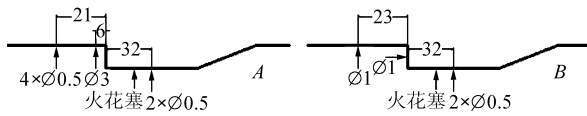


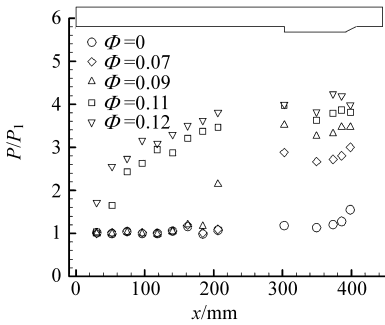
图 7 燃料喷嘴和点火器安装示意图

Fig. 7 Schematic of injectors and spark igniter

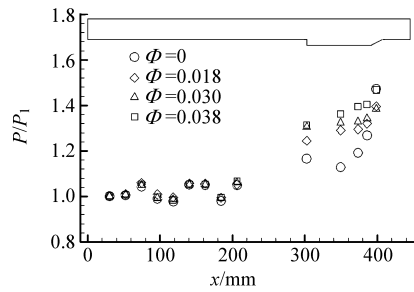
实验结果表明 2 种燃料喷注方式的燃烧效果完全不同。图 8 给出了安装 D15L7045 凹腔火焰

稳定器时喷注方式 A 下的燃烧室压力分布、凹腔压力和推力曲线。喷注方式 A 情况下, 燃烧强烈, 燃烧室出口可见强烈的满流火焰, 燃烧室与凹腔内压力都上升明显, 在燃烧室前半部分形成激波串。随着当量比  $\Phi$  的增加, 激波串前推, 凹腔内压力整体都增加, 但前壁测压点的压力上升幅度较后壁测压点的压力要快, 从而凹腔的压阻逐渐减小, 图 8(c) 中实验测得的凹腔阻力也反应出这个趋势。当  $\Phi=0.11$  时, 前壁测压点的压力已超过后壁测压点的压力, 测得的推力  $F_w$  也超过基准推力  $F_0$ , 此时凹腔火焰稳定器表现出正推力特性。当  $\Phi=0.12$  时激波串已被推出燃烧室进入空气加热器喷管, 此时喷管流场受影响, 空气加热器推力产生变化, 从而式  $D_w = F_0 - F_w$  不再成立, 所以该工况不可取。

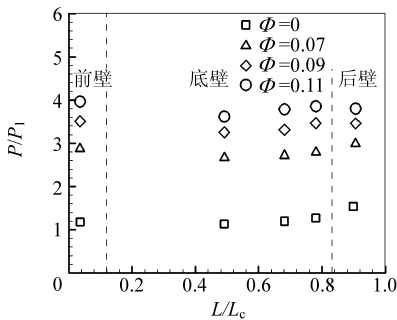
图 9 给出了安装 D15L7045 凹腔火焰稳定器时喷注方式 B 下的燃烧室压力分布、凹腔压力和推力曲线。在喷注方式 B 情况下, 燃烧微弱, 燃



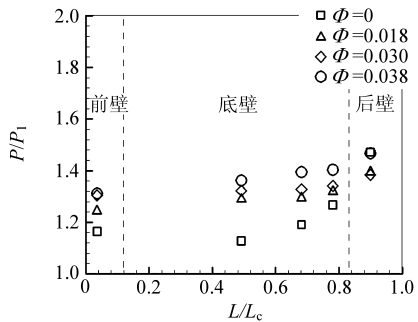
(a) 燃烧室压力分布



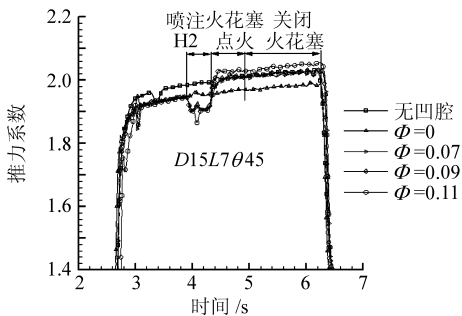
(a) 燃烧室壁面压力分布



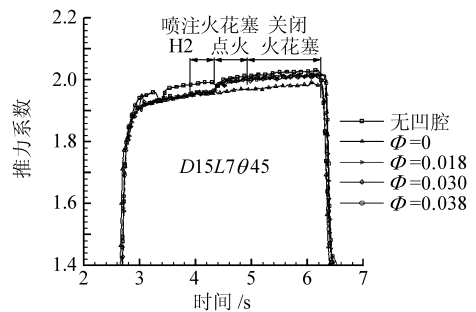
(b) 凹腔压力分布



(b) 凹腔内壁主压力分布



(c) 推力



(c) 推力

图 8 喷注方式 A 下的 D15L7045 实验结果

图 9 喷注方式 B 下的 D15L7045 实验结果

Fig. 8 Results of D15L7045 with injector scheme A

Fig. 9 Results of D15L7045 with injectors B

烧室出口只见微弱较短火焰,且火焰只集中在燃烧室下壁面附近,燃烧室压力变化较小,未出现激波串。随着当量比  $\phi$  的增加,凹腔前壁压力逐渐小幅提高,底壁压力有相应提高,而后壁压力先下降后恢复到冷流水平,初步分析这是因为凹腔内燃料燃烧可能会导致剪切层上抬,从而使剪切层与后壁的撞击点相应上移,激波减弱且波后高压区缩小,后壁测压点可能就处在由波后变为波前的区域,所以表现为后壁压力下降;另一方面,凹腔内的燃料主要来自于前壁  $\phi 1$  的喷嘴,随着当量比  $\phi$  增加,喷前压力要相应提高,导致喷嘴出口燃料射流流量提高,着火区或主燃区也后移,表现为低当量比时,底壁第 1 个测压点的压力增幅最大,而较高当量比时,底壁第 3 个测压点的压力增幅最大,同时由于着火区靠近后壁,造成后壁测压点压力上升。由于燃烧时前壁压力较后壁压力有较大提高,所以必定导致凹腔火焰稳定器的压阻下降,图 9(c) 中实验测得的热试推力  $F_w$  的变化趋势也表明凹腔火焰稳定器的阻力减小。

通过上述 2 种喷注方式实验的比较,发现燃烧状态下的凹腔火焰稳定器的阻力特性与喷注方式密切相关,但都表现为燃烧状态下的阻力比冷流状态下的阻力小。应该说明的是实际超燃冲压发动机工作时,希望能够达到喷注方式 A 时的燃烧模态,即喷注方式 A 更接近真实工况,此时凹腔阻力随着当量比的增加而减小,并最终可能会由阻力变为正推力。

其余 3 种不同尺寸的凹腔火焰稳定器的实验结果与上述结果相似,反应出相似的规律。图 10、图 11 分别给出了 2 种喷注方式下各种工况的凹腔火焰稳定器阻力系数。其中在喷注方式 B 下,凹腔火焰稳定器始终未能稳住火焰。

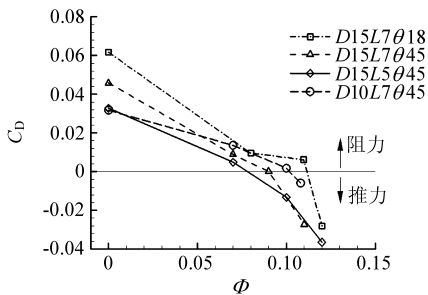


图 10 喷注方式 A 下的阻力系数比较

Fig. 10 Comparison of drag coefficients with different cavity with injector scheme A

### 3 结论

(1) 凹腔火焰稳定器的冷流阻力与凹腔深度成正比,也与凹腔长深比成正比。

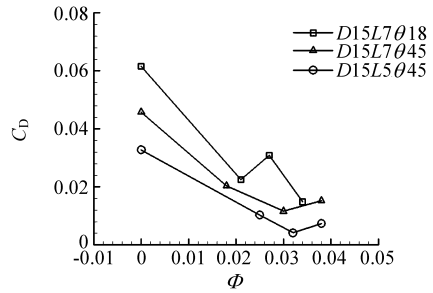


图 11 喷注方式 B 下的阻力系数比较

Fig. 11 Comparison of drag coefficients with different cavity with injector scheme B

(2) 凹腔火焰稳定器的冷流阻力随后壁倾斜角的增大先减小后增大,在范围内应存在一个值使得冷流阻力最小。

(3) 燃烧加剧导致凹腔前壁区域压力升高更快,致使压阻减小,凹腔火焰稳定器的热试阻力比冷流阻力小。

(4) 在实际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,并最终会表现为正推力。

### 参 考 文 献

- [1] Zhang X, Edwards J A. An investigation of supersonic oscillatory cavity flows driven by thick shear layers[J]. *Aeronautical Journal*, 1990, 194(940): 355-364.
- [2] McGregor O W, White R A. Drag of rectangular cavities in supersonic and transonic flow including the effects of cavity resonance[J]. *AIAA Journal*, 1970, 14(11): 1959-1964.
- [3] Baysal O, Stalling R L Jr. Computational and experimental investigation of cavity flow fields[J]. *AIAA J*, 1996, 26(1): 6-7.
- [4] Quinn J E, Cutler A D, Northam G B. Drag reduction of supersonic cavities via mass injection with applications to scramjets[R]. *AIAA 97-0550*, 1997.
- [5] Baurle R A, Gruber M R. A Study of recessed cavity flow fields for supersonic combustion applications[R]. *AIAA 98-0938*, 1998.
- [6] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T K, et al. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(1): 146-153.
- [7] Beir 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.
- [8] Zhang X, Rona A, Edwards J A. The effect of trailing edge geometry on cavity flow oscillation driven by a supersonic shear layer[J]. *Aeronautical Journal*, 1998, 102(1013): 129-136.

作者简介:



丁 猛(1974-) 男,浙江绍兴人,国防科技大学航天与材料工程学院博士生,主要从事高超声速推进技术研究。

(责任编辑:刘振国)