

# 激波对凹腔火焰稳定器流场影响\*

潘 余, 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:** 为揭示激波对超声速流中凹腔流场的影响规律, 在超声速流中利用长 9 mm, 坡度为 23°的斜坡产生激波。组合利用高速摄影仪和纹影仪, 采用碘钨灯、连续激光和脉冲激光作为光源, 摄像曝光时间分别为 1 ms, 8 μs, 8 ns, 获得了斜坡激波入射在单个凹腔中部、中后部和后部, 以及激波入射在不同构型凹腔相同位置的流场纹影图像。结果表明, 凹腔自由剪切层在受到激波撞击后, 在入射点前会发生弯曲而偏向主流, 在入射点后加速发展和破碎; 激波入射点靠近前沿则引起凹腔前沿激波的增强, 靠近凹腔后沿导致再附激波减弱。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 凹腔火焰稳定器; 激波; 纹影

**中图分类号:** V235.213 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 04-0417-05

## Effect of shock wave on flow in cavity flame holder

PAN Yu, WANG Zhen-guo

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

**Abstract** To investigate the effect of shock wave on flow in cavity flame holder, a 9mm long, 23° angle wedge was adopted to simulate the wanted shock. The instantaneous flow field with shock wave effect on the cavities in forehead, middle and rearward and shock impinged at the same place of different cavities with expose time of 1ms, 8μs, 8ns was observed by high speed camera and schlieren system. The schlieren system took use of pulsed laser light, continuous laser light and iodine-Tungsten light as light source. Results revealed that the free shear layer of cavity was distorted into the main flow before the shock impingement point and quickly broken up behind the impingement position; the impingement position close to the front corner of cavity can lead to stronger shock while the position close to the back corner of cavity can decrease the reattachment shock.

**Key words** Scramjet; Cavity; Shock; Schlieren

## 1 引 言

由于超燃冲压发动机燃烧室内流速为超声速, 受限于发动机长度和燃料着火延迟等, 因此很难在发动机内实现火焰稳定和并组组织高效的燃烧。在探索火焰稳定的过程中, 研究者们提出了很多火焰稳定方案, 凹腔火焰稳定器由于其总压损失和阻力相对较小、凹腔内低速回流区能为点火和火焰稳定提供条件, 并且 CIAM 通过飞行演示对其火焰稳定能力和高效组织燃烧能力进行了验证, 因而备受关注<sup>[1, 2]</sup>, 装有凹腔的燃烧室结构见图 1。按照凹腔自由剪切层流经凹腔时附着点的位置对凹腔进行分类: 凹腔剪切

层横跨整个凹腔, 附着于凹腔后壁的称为开式凹腔; 凹腔剪切层不能横跨整个凹腔, 而附着在凹腔底壁的称为闭式凹腔; 不同凹腔分类呈现出不同的内部流动过程。已有研究结果表明, 当长深比  $L/D < 10$  (长度为  $L$ , 深度为  $D$ ) 时凹腔为开式凹腔; 当  $L/D > 10$  时为闭式凹腔; 当  $L/D < 2$  时凹腔内部流动通常表现出纵向的振荡特性, 随着  $L/D$  的增大凹腔逐渐表现为横向的振荡特征, 详见图 2 所示。对超声速流中凹腔特性的研究主要包括凹腔流场结构、凹腔对混合的增强<sup>[3]</sup>、凹腔火焰稳定能力<sup>[4]</sup>、凹腔对超声速燃烧的影响<sup>[5]</sup>等。

超声速燃烧室内流场结构非常复杂, 存在由燃料

\* 收稿日期: 2007-06-14 修订日期: 2007-11-12

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

喷流引起的弓形激波、边界层分离引起的激波和燃烧室反压引起的激波等,并且单个凹腔流场主要由前沿激波或膨胀波和后沿斜坡激波组成,因此在交错布置的多凹腔燃烧室中,凹腔间的相互作用就表现为激波对凹腔流动的影响。这些激波与凹腔相互作用,或许

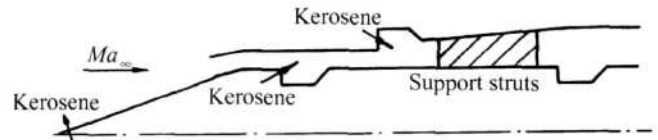


Fig 1 Configuration of CIAM scram jet combustor<sup>[2]</sup>

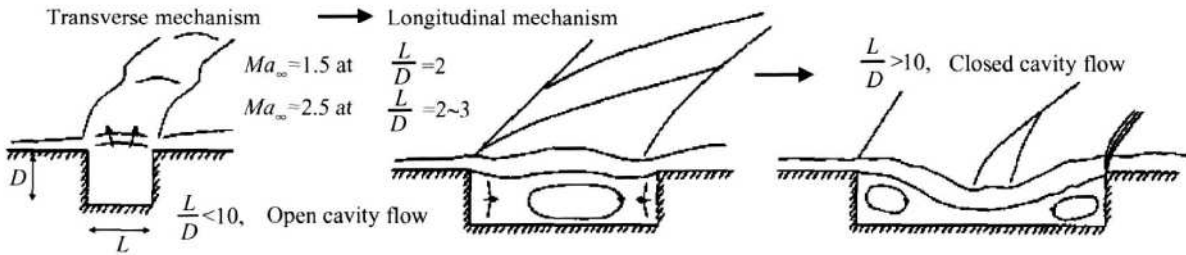


Fig 2 Cavity mode for different length to depth ratio  $L/D$ <sup>[1]</sup>

会改变凹腔的流动特征。Takakura<sup>[6]</sup>仅研究了激波对方形凹腔振荡频率的影响,数值仿真结果表明,斜坡产生激波对凹腔振荡频率影响较小。然而关于激波对超声速流中凹腔火焰稳定器流场的影响研究较少,目前未见任何报道。

本文采用试验和数值仿真相结合的方法,在三种时间尺度上对超声速流场结构进行了分析,研究了斜坡激波入射在凹腔火焰稳定器不同位置 and 不同构型凹腔上的流场变化。

## 2 试验设备与条件

试验安装情况如图 3 所示,试验系统由喷管、超声速流动管道、斜坡和凹腔组成。二维结构喷管入口连接常温下高压空气储罐;喷管出口尺寸为  $54.5 \times 75 \text{ mm}$  ( $H \times W$ ),出口马赫数  $Ma = 2.64$  静压  $p = 25.8 \text{ kPa}$  静温  $T = 125 \text{ K}$ 。受试验条件的限制,喷管出口至试验段之间通过长  $642 \text{ mm}$  的方形等直管道进行连接,这导致试验段来流边界层增厚和斜坡前分离区加大。凹腔为方形二维结构,宽为  $75 \text{ mm}$ ,深度为  $D$ ,长为  $L$  和后沿角为  $A$ 。试验选用了三种构型的凹腔,分别为  $D 10L 3A 45$   $D 10L 5A 45$  和  $D 10L 8A 18$  试验中保持凹腔前沿位置不变,根据需要更换不同尺寸的凹腔。斜坡长为  $9 \text{ mm}$ ,斜坡角度为  $23^\circ$ ,斜坡后沿距凹腔前沿距离为  $DS$ 。上壁面具有三个可安装斜坡位置,分别对应  $DS$  为  $-14 \text{ mm}$ ,  $6 \text{ mm}$ ,  $26 \text{ mm}$ , 记为 PS1, PS2 和 PS3(图中斜坡安装在 PS1),各位置分别按照激波撞击在下壁面凹腔的前部、中部和后部进行设计。试验段两侧壁面采用耐高温、高透光率的石英玻璃,窗口大小为  $190 \times 95 \text{ mm}$ 。

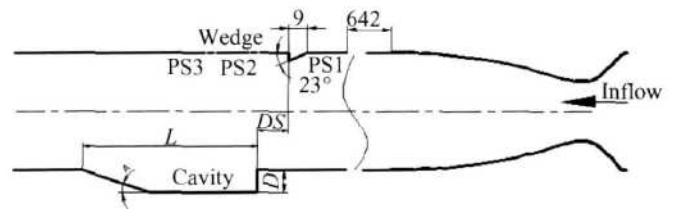


Fig 3 Experimental set-up for wedge interaction with cavity test

试验采用纹影仪和高速摄影仪组合成一套高速纹影系统,纹影仪可采用碘钨灯、连续激光和脉冲激光作为光源,受各光源光强和光产生方式的影响,所得图像的单帧曝光时间分别为  $1 \text{ ms}$ ,  $8 \text{ us}$  和  $8 \text{ ns}$ 。同一试验内容分别采用三种光源进行流场纹影测量,力图从不同时间层面上剖析激波与凹腔流动间的相互作用。数值仿真采用了广为使用的商业软件 Fluent6.2 采用标准的  $k-\omega$  湍流模型、绝热壁面条件和耦合隐式格式进行二维 RANS 求解。数值仿真给出了流场内部的波系结构,但是分离区的大小与试验结果存在一定的差别,可以作为流场研究的辅助手段。

## 3 结果与讨论

图 4 所示为斜坡安装在 PS2 位置时,激波与  $D 10L 8A 18$  凹腔相互作用的流场纹影图像,采用了连续激光作为纹影仪光源。图中斜坡后段并不显示为一个非常小的尖角,这主要由斜坡加工精度、安装误差、表面光洁度不一致,以及平行光与试验段不能绝对垂直的综合结果。图像背景呈现规则的条纹状,这是由连续激光扩束镜引起,它存在于所有采用连续激光光源的试验图像中。在图像中还存在两个常驻的

小黑点(自由剪切层附近),这由受损的玻璃引起。受斜坡前分离泡的影响,斜坡激波(Wedge shock)脱离了斜坡前沿,并且激波呈现系列的分叉,斜坡后沿膨胀波在壁面反射形成膨胀波(Reflect expansion shock)。凹腔剪切层从前沿开始发展,与凹腔后壁面相互作用形成再附激波(Reattach shock);斜坡激波入射在凹腔剪切层上,形成系列的反射波(Reflect shock);凹腔自由剪切层(Free shear layer)在激波入射点前发生较大的弯曲、偏向主流,并在激波入射位置与凹腔前沿之间形成一高压区域,使得凹腔内压力升高,凹腔前沿形成激波(Compression shock),但激波强度相对较弱。图 5 为激波对凹腔超声速流动影响的示意图,即伴随激波入射在凹腔剪切层上,激波发生反射,并且凹腔剪切层发生弯曲而偏向主流。

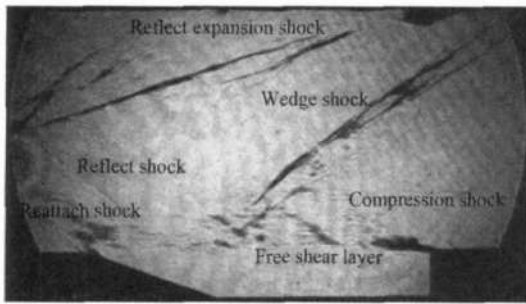


Fig. 4 Typical supersonic flow field of cavity and wedge flow

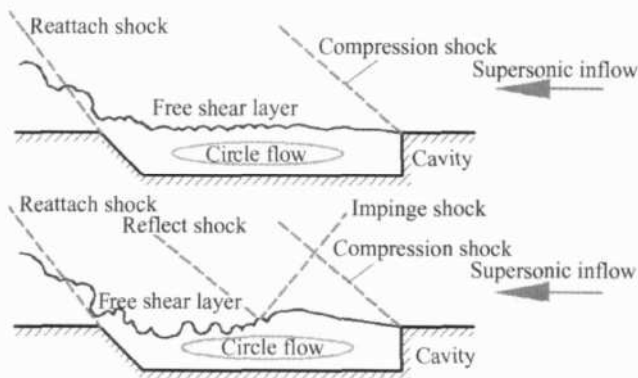


Fig. 5 Sketch of cavity supersonic flow impinged by shock

图 6 所示为采用三种光源、下壁面安装 D 10L 8A 18 凹腔和斜坡安装在 PS1, PS2 和 PS3 位置时的流场纹影图像。各位置的斜坡所产生的激波分别撞击在凹腔的中部、中后部和后部。三种光源纹影图像结果显示了波系的不同结构,脉冲激光可以清楚的看到自由剪切层的湍流结构,并能清楚的显示出超声速流场内的湍流结构;而碘钨灯光源图像为 1 ms 内平均结果,所得图像的剪切层和激波都比较宽,反映

出某个区域内流场分布情况;连续激光获得的图像结果介于两种图像之间,既是初步的流场湍流结构反映,又存在较强的平均效果。通过几者相互对照,可以看出以下几点:

(1) 激波入射在自由剪切层并未穿过自由剪切层在凹腔底壁反射,而是在自由剪切层相互作用形成系列膨胀波。这说明凹腔内部流动比较稳定,其内部回流抗外界干扰的能力强,强激波也未能破坏凹腔内部流动,这也说明凹腔作为超声速燃烧流动的火焰稳定器具有较好的稳定性能。

(2) 凹腔自由剪切层在受到激波撞击后,更加偏向凹腔内部。这一方面是由于激波撞击在凹腔自由剪切层上,形成局部的高压区域,从而压迫自由剪切层偏向凹腔内部;另一方面是由于受到激波撞击剪切层稳定性减弱。

(3) 凹腔自由剪切层在激波撞击点之前,发生弯曲偏向主流。由于激波撞击在剪切层上,使剪切层局部压力升高。在入射点之前部分,自由剪切层的发展并未受外部扰动的影响,而凹腔内部局部压力相应提高,凹腔与主流间的压力差加大,剪切层偏向主流。

(4) 激波入射位置越靠前,凹腔前沿激波越强。这同样是由于激波入射在剪切层上所形成的局部高压区,使得凹腔前沿附近的压力升高,前沿激波增强。

(5) 自由剪切层在受到激波撞击后,剪切层发展速度得到了迅速提高。由于超声速流动的可压缩性导致自由剪切层发展较慢,并且比较稳定;但在受到激波的撞击后,自由剪切层的湍流度加大,发展速度得到大大的提高,凹腔内部与主流间交换增强。对比连续激光的纹影图像,可以清楚的发现这一现象。

(6) 随着激波入射位置的不同,凹腔后沿斜坡的再附激波逐渐减弱。这主要是由于激波入射位置越靠后,其与自由剪切层间形成的高压区域离凹腔后沿越近,致使剪切层偏向主流后未恢复距离减小,故撞击在凹腔后部的量减小,致使后沿激波减弱。数值仿真结果与试验观察结果相吻合,同样是自由剪切层在受到激波撞击后流线发生弯曲,并且凹腔内部流线变得紊乱而不成规则。

图 7 为斜坡安装在 PS1 位置时,下壁面分别安装 D 10L 8A 18 D 10L 5A 45 和 D 10L 3A 45 凹腔,采用三种光源获得的流场纹影图。凹腔前沿距离斜坡位置完全相同,即相对斜坡激波入射点,凹腔自由剪切层发展距离完全相等;但是由于凹腔长度不同,导致相同的斜坡激波入射在凹腔不同位置。从凹腔长度上分

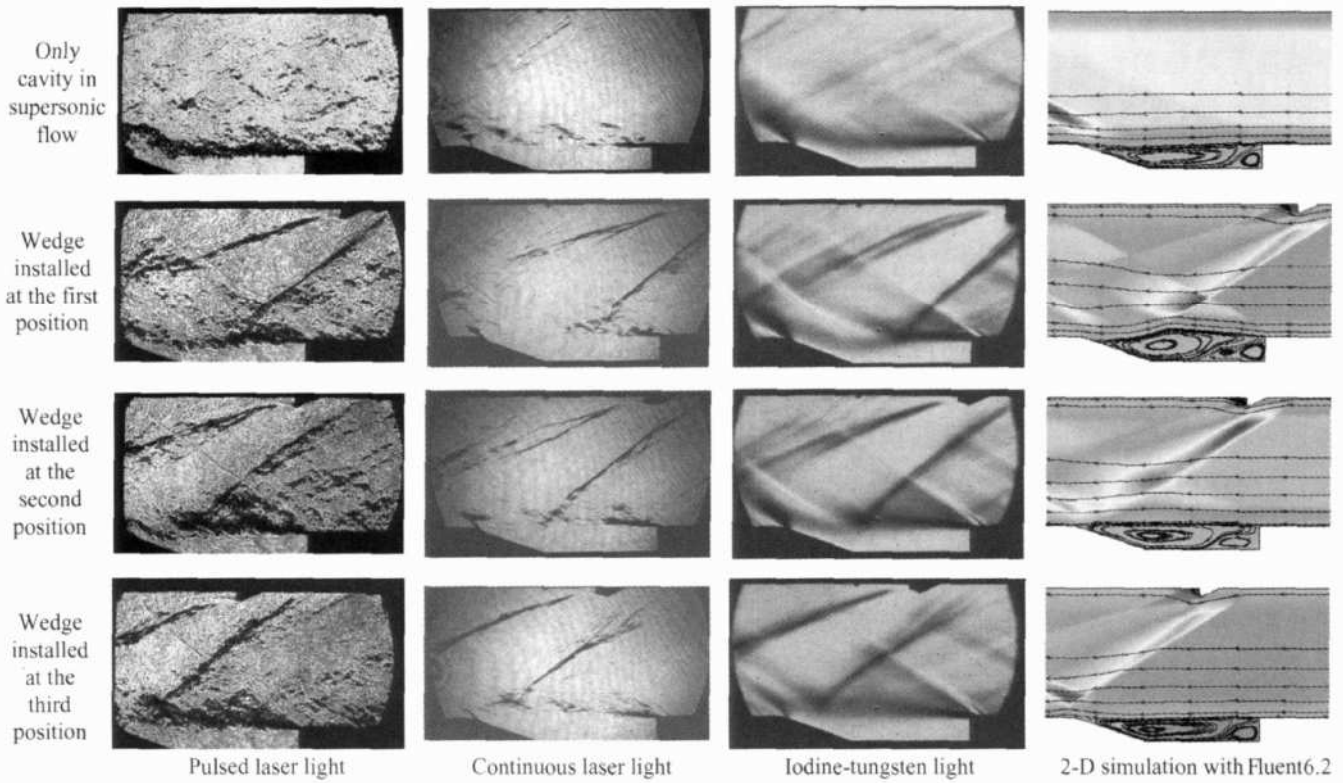


Fig. 6 Wedge induced shock impinge on the *D10L8A18* cavity with wedge installed at different position

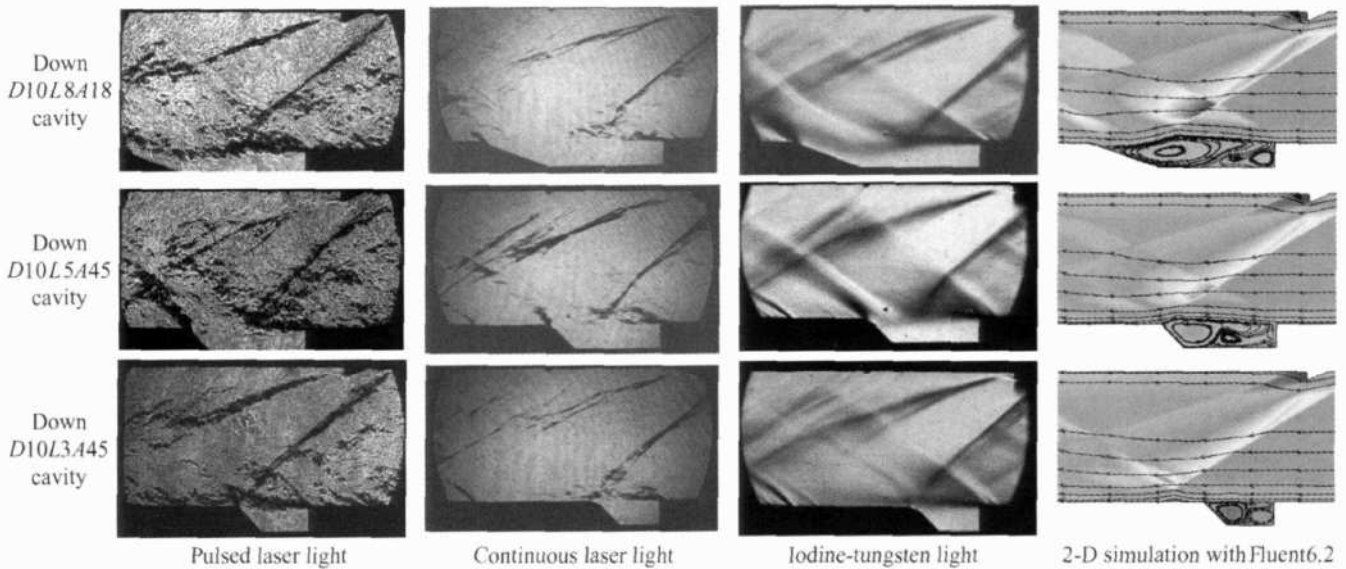


Fig. 7 Wedge induced shock impinge on different cavity with wedge installed at the first position

类来看, *D10L8A18* 凹腔属于过渡型凹腔, 而 *D10L5A45* 和 *D10L3A45* 凹腔属于开式凹腔, 各凹腔均表现为在受到激波撞击后, 撞击点之前的剪切层上抬而偏向主流, 尤其是 *D10L3A45* 凹腔几乎没有后沿再附激波。在超声速流动中, 凹腔的阻力主要来源于再附激波, 而再附激波非常弱, 这说明激波有可能减弱超声速流动中开式凹腔的阻力。凹腔 *D10L5A45* 在受到激波撞击后, 剪切层呈现完全断裂状态, 这说明激波入射加快了凹腔内部流体与外部流体的相互作

用, 从而增强凹腔与主流间的质量交换。

## 4 结 论

试验研究了斜坡激波对超声速流中凹腔流动的影响, 激波对凹腔流动的影响主要表现为, 激波入射在自由剪切层上发生反射, 凹腔自由剪切层发生变形, 在激波入射点之前上扬偏向主流, 在激波入射点之后加快发展速度, 迅速的发生破碎; 激波入射点靠近凹腔前部, 致使凹腔前沿激波增强; 入射点靠近凹

腔后部致使凹腔再附激波减弱,甚至消失。不同时间尺度上的流场纹影图像反映出了超声速流动的强湍流、高速的过程,曝光时间 1ms 的拍摄结果显示了流场内部的平均分布状态,而脉冲激光光源图像更接近于瞬时的流场结构。

#### 参考文献:

- [ 1 ] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scram jets: An overview [ J ]. *JPP*, 2001, 14( 4 ): 869~ 877.
- [ 2 ] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [ J ]. *J of Propulsion and Power*, 1995, 11( 1 ): 130~ 134.

- [ 3 ] Zang A, Tempel T, Yu K, et al. Experimental characterization of cavity-augmented supersonic mixing [ R ]. *AAA* 2005-1423.
- [ 4 ] Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K Yu, et al. Blowout limits of supersonic cavity-stabilized flames [ R ]. *AAA* 2004-3660.
- [ 5 ] Yu K, Wilson K J, Schadow K C. Effect of flame-holding cavities on supersonic combustion performance [ R ]. *AAA* 99-2638.
- [ 6 ] Yoko Takakura, Takayoshi Suzuki, Yoshida. Numerical study on supersonic internal cavity flows: what causes the pressure fluctuations [ R ]. *AAA* 99-0545.

(编辑:梅 瑛)

(上接第 416 页)

## 4 结 论

(1) 相同主流条件下,随后体气量增加,凹腔点火油气比下降,总点火油气比先下降后上升,拐点出现在凹腔前体和后体气量相同的时候;

(2) 凹腔前体进气温度增加有利于凹腔点火和拓宽燃烧边界,但影响不是很明显;

(3) 主流气量存在临界值,当小于这个值时,凹腔贫熄油气比几乎不受主流的影响,当超过临界值时,凹腔火焰稳定性随主流的增加而变差,贫熄总油气比随主流气量的减小先增大后减小;

(4) 不同优化方案中第四种方案点火油气比最低,另外三种方案大体相当;四种方案贫熄凹腔油气比的差别不大,熄火总油气比都在 0.004 以下,其中第一种方案火焰稳定性最好。

致 谢:感谢孔昭健同学,闫永强同学和任伟同学对试验的大力帮助,感谢赵汉中老师,侯木玉老师和马开亮师傅对试验的指导和帮助。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等.高性能航空燃气轮机燃烧技术 [ M ].北京:国防工业出版社,2002.

- [ 2 ] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors [ R ]. *AAA* 85-1292.
- [ 3 ] Hsu K Y, Goss L P, Tump D D. Performance of a trapped-vortex combustor [ R ]. *AAA* 95-0810.
- [ 4 ] Hsu K Y, Goss L P. Characteristics of a trapped-vortex combustor [ J ]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14( 1 ).
- [ 5 ] Burnus D L, Johnson A W, Roquemore W M, et al. Performance assessment of prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application [ R ]. *ASME* 2001-GT-0087.
- [ 6 ] Roquemore W M, Dale Shouse, Dave Burnus, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [ R ]. *AAA* 2001-0483.
- [ 7 ] 樊未军,易 琪,严 明,等.驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究 [ J ].中国电机工程学报,2006, 26( 9 ).
- [ 8 ] 樊未军,严 明,易 琪,等.富油快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO<sub>x</sub> 排放 [ J ].推进技术,2006, 27( 1 ). ( FAN Wei-jun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low NO<sub>x</sub> emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor [ J ]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27( 1 ). )

(编辑:梅 瑛)