

利用 OH-PLIF 技术显示超声速燃烧的火焰结构*

耿辉,翟振辰,桑艳,林志勇,周进

(国防科技大学 航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073)

摘要 针对在来流马赫数为 1.72 的空气来流中横向喷注氢气发生超声速燃烧的流场,利用平面激光诱导羟基荧光(OH-PLIF)技术,对超燃燃烧室中三个不同的流向截面进行了二维成像测量。选择波长为 283.553nm 的染料激光倍频光作为激发光,可近似认为获得的 OH 基荧光信号强度与 OH 基的摩尔分数成正比。瞬态的 OH 基 PLIF 图像揭示了超声速燃烧火焰结构具有高度湍流特性,在凹腔内部存在稳定的燃烧区,为整个燃烧反应提供值班火焰,起到了促进和稳定超声速燃烧的作用。超燃火焰在沿流向传播的同时还沿径向传播,凹腔展向尺度增大时火焰沿流向的火焰区会有所减小。

关键词 燃烧诊断;超声速燃烧;OH-PLIF;火焰结构;凹腔

中图分类号:V231.2⁺6;O357.5⁺4 文献标识码:A

Reveal the Flame Structure of Supersonic Combustion Using OH-PLIF Technology

GENG Hui, ZHAI Zhen-chen, SANG Yan, LIN Zhi-yong, ZHOU Jin

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

Abstract Planar laser induced hydroxyl fluorescence (OH-PLIF) technology has been used to image the hydroxyl of supersonic combustion supplied by the hydrogen fuel being ejected to the mach 1.72 freestream in the three different streamwise sections. Employing a frequency-doubled dye laser with wavelength of 283.553nm as exciting laser, the fluorescence intensity of hydroxyl is nearly indirect proportion to the mole fraction of hydroxyl. The highly turbulent flame structure of supersonic combustion has been revealed from the instantaneous PLIF images of hydroxyl. The steady combustion in the cavity can offer on-duty flame stimulating and stabilizing the supersonic combustion. The flame spreads in the radial direction as well as in the stream direction. Having bigger spreading scale of the cavity, the streamwise flame region would diminish a little.

Key words combustion diagnosis; supersonic combustion; OH-PLIF; flame structure; cavity

超燃冲压发动机是实现高超声速飞行的一种重要的动力装置。它能在高动压下吸入大气中的氧气作为氧化剂,具有较高的比冲。它可与涡喷发动机、亚燃冲压发动机、火箭发动机等组合使用,为导弹、飞机的高超声速飞行以及飞行器的助推入轨提供动力,无论在军事上还是在民用上都具有重要的意义。当前世界上许多大国都在发展以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器^[1-3]。有关超燃冲压发动机的技术目前还不够成熟,还存在许多未知。文献[4]中回顾了过去 50 年高超声速飞行取得的进步,同时也指出需要从基础的层面上来研究这些分属各学科的问题以及它们之间的耦合。为了降低试验风险和投入,目前大多数超燃的研究是通过地面模拟试验来完成的,其中非侵入式光学测量手段的应用为研究提供了许多有价值的信息^[5-7]。

超声速燃烧是超燃冲压发动机研制中的一项关键技术,涉及流动与燃烧的强耦合,蕴含了许多机理问题需要研究。由于燃料与高速气流需在有限尺度的燃烧室内充分混合燃烧,所以改善混合、强化燃烧以及稳定火焰就成了超燃研究的主要问题。由莫斯科航空发动机中央研究院(CIAM)设计的凹腔火焰稳定器作为一种集燃料喷注和火焰稳定于一体的新装置,在超声速燃烧的火焰保持和稳定方面发挥了

* 收稿日期 2005 - 10 - 31

基金项目 国家 863 高技术重点项目(2002AA723060)

作者简介 耿辉(1976—),男,博士生。

巨大的作用,刘欧子等^[8]对凹腔的相关研究进行了综述。

PLIF 技术能够提供主要流场参数的二维图像,能为带反应的气体动力学和燃烧学等基础研究提供重要的信息,特别适于研究空间分布不均匀的湍流流场^[9]。本文利用 OH-PLIF 技术显示了氢气在具有凹腔结构的超燃燃烧室中燃烧的火焰结构。

1 实验方法与装置

1.1 PLIF 测量原理及测量系统

PLIF 的测量原理可参见许多文献^[10-11],这里不再赘述。在直接测量 OH 基的摩尔分数时,必须设法使温度和压力对荧光信号的影响程度减至最小。分析发现,只要使与温度有关的 OH 基波耳兹曼分数在要测量的温度范围内对温度的变化不敏感,即可近似认为 OH 基的荧光信号强度与摩尔分数成正比。波耳兹曼分数 $f_{J''}$ 体现了转动能级的布居数是温度的函数,它由下式给出^[12]:

$$f_{J''} = \frac{hcB_v}{kT} (2J'' + 1) \exp\left[\frac{-B_v J''(J'' + 1)hc}{kT} \right]$$

这里的 J'' 是发生荧光跃迁的下能级的转动能级量子数, h 为普朗克常数, c 为光速, k 是波耳兹曼常数, T 是温度, B_v 为经修正的 OH 基转动常数。对于激发 OH 基的 $Q_1(8) X^2\Pi(v''=0) \rightarrow A^2\Sigma(v'=1)$, $J''=8.5$) 跃迁,根据文献^[13-14]提供的有关常数: $k=1.3805 \times 10^{-23}$ J/K, $h=6.6256 \times 10^{-34}$ J·s, $c=2.998 \times 10^{10}$ cm/s, $B_v=18.515, 17.807, 17.108, 16.414$ cm⁻¹ (基态² Π 振动量子数 v'' 分别为 0, 1, 2, 3), 可得 $f_{J''}$ 随 T 的变化关系,如图 1 所示。从图中可见在 1400~3000K 的温度范围内,OH 基的 $Q_1(8)$ 吸收跃迁所对应的下转动能级的波耳兹曼分数随温度仅变化 10% (这一温度范围较文献^[6, 11-12]中提到的 $f_{J''}$ 变化 10% 所对应的温度范围有所缩小)。基于上述分析,在实验中选择激发 OH 基的 $Q_1(8) X^2\Pi(v''=0) \rightarrow A^2\Sigma(v'=1)$ 跃迁,由 LIFBASE 软件可查得在空气中这一激发波长应为 283.553nm。所接收的荧光为从 OH 基的激发态 $A^2\Sigma(v'=1,0)$ 向基态 $X^2\Pi(v''=1,0)$ 辐射的所有荧光。

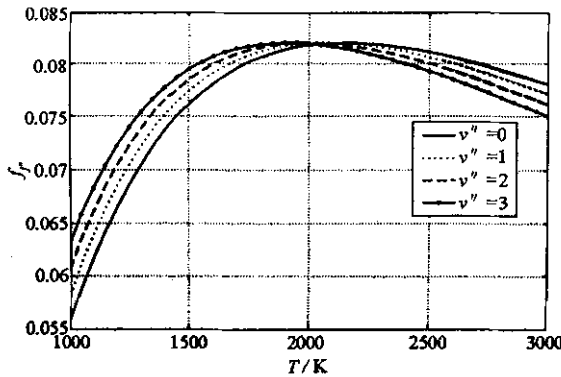


图 1 不同振动能级中 OH 基的 $Q_1(8)$ 吸收跃迁所对应的下转动能级波耳兹曼分数随温度的变化

Fig.1 Fractional population variation of low rotational levels corresponding to the $Q_1(8)$ absorbing transition of OH radical in different vibrational levels as a function of temperature

图 2 是 PLIF 测量系统示意图。利用固体激光器 Nd:YAG 的二倍频光(532nm)泵浦染料激光器,经染料激光器中的光栅调谐获得波长为 567.106nm 的窄带激光,再经倍频器倍频为 283.553nm 的紫外激光,作为诱导 OH 基荧光的激发光源。该激发光脉宽约 10ns,单脉冲能量约 2.5mJ,脉冲频率为 30Hz。随后该激发光先经一个凹柱面镜($f=-216$ mm)在竖直方向扩束,而水平方向维持原光束尺寸。考虑到激发光的光斑形状不规则,光束截面内能量分布不均匀,故用一个矩形狭缝(竖直 8mm×水平 3mm)在已扩束的光束截面内选取能量分布较为均匀的一片区域,同时激发光的光斑形状也被整形为规则的矩形。由矩形狭缝出射的激发光将会继续在竖直方向扩束,最后经由一个凸柱面镜($f=300$ mm)将入射光在水平方向进行会聚,形成一薄光片(30mm×0.8mm)。实验中要测量的火焰区厚度不超过 35mm,扫过测量区的片光截面形状基本保持不变。利用配备紫外镜头的 ICCD 探测荧光,为滤除激发光以及火焰中背

景辐射的干扰,在镜头前加了两组由 UG11 和 WG305 组成的复合滤波片。同时通过两台数字延迟与脉冲发生器(DG535)、Nd:YAG 激光器的电源、ICCD 的控制器(ST-133)以及 ICCD 探头之间的控制信号传输,使得荧光信号的产生与 ICCD 的快门打开同步,这样可在完全捕获信号的前提下尽量缩短曝光门宽,降低火焰中的背景辐射干扰。实验中 ICCD 的曝光门宽取 50ns,增益取 128。通过实验可验证在 ICCD 的这种设置条件下,火焰中的背景辐射可忽略不计。

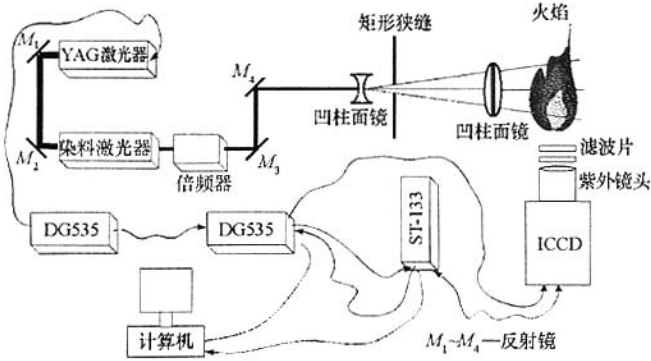


图 2 PLIF 测量系统示意图
Fig.2 Schematic of PLIF measurement system

1.2 超声速燃烧实验装置

超声速燃烧实验装置由空气加热器、矩形喷管和超声速燃烧室组成,如图 3 所示。加热器采用氢气/氧气/空气混合燃烧来加热空气,保证喷管出口气流中 O_2 的质量百分比等于标准空气中 O_2 的质量百分比,即 23.2%。加热器燃烧室为圆桶状,末端由圆变方,接二维矩形喷管,喷管设计考虑了附面层修正。喷管后接带扩张的超声速燃烧室,集燃料喷注与火焰稳定于一体的凹腔装在参与扩张的燃烧室一侧壁上,燃料喷孔位于内流道的中心对称面上。凹腔的另外三个壁上开有观测窗口,用于光学诊断。超燃段的具体结构和尺寸如图 4 所示。

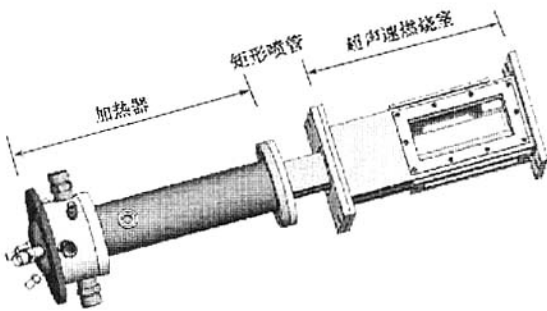


图 3 超声速燃烧实验模型
Fig.3 Experimental model of supersonic combustion

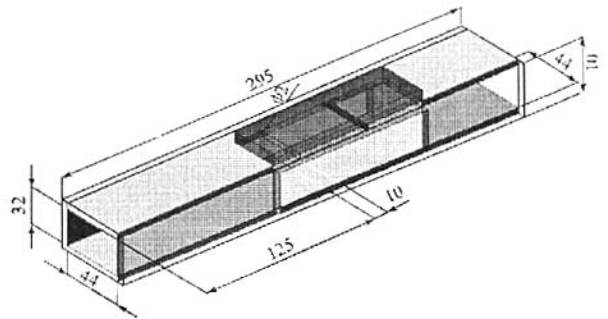


图 4 超声速燃烧室结构示意图
Fig.4 Configuration of supersonic combustion chamber

2 实验结果与讨蜜

2.1 实验工况

加热器的设计工况参数见表 1,超燃段的燃料喷注参数见表 2。超燃段采用的凹腔结构参数、压力测点位置($s_1 \sim s_8$)以及超燃段典型的静压力曲线如图 5 所示,其中压力测点 s_8 布置在凹腔底部中心线上。

表1 加热器设计参数

Tab.1 Designing parameters of heater

总温/燃烧室温度(K)	1221
总压/室压(MPa)	0.5
总流量(g/s)	557
喷管出口静温(K)	823
喷管出口静压(kPa)	101
喷管出口马赫数	1.724
喷管出口 O ₂ 的质量百分比	23.2%

表2 超燃段燃料喷注参数

Tab.2 Parameters of fuel injecting in the supersonic combustion chamber

燃料	氢气
喷孔直径(mm)	2
总温(K)	300
总压(MPa)	1
喷孔出口马赫数	1
流量(g/s)	1.1
当量比	0.068

实验中加热器在设定工况附近稳定工作,为超燃段建立起超声速来流条件。超燃段喷入的氢气在这一工况下可以自燃并维持稳定燃烧。从图5中可以看出,喷注位置上游 $s_1 \sim s_3$ 测压点处的静压力维持不变,这说明由燃烧造成的反压变化没有上传到这里,超燃段的超声速入口条件保持不变。从 s_4 到 s_7 壁面静压力逐渐升高,这说明氢气燃烧放热造成主流静压升高,并且这种加热增压效应相对于燃烧室横截面扩张所导致减压效应更占优势,所以综合作用的结果导致了静压沿主流方向的升高。此外,由凹腔后缘产生的斜激波及其在壁面上的反射也可能会影响静压的分布。 s_8 测压点与 s_5 测压点基本处于同一轴向位置但位于不同壁面上,这两个测压点的静压力相差不大,但 s_8 的建压过程略慢于 s_5 。

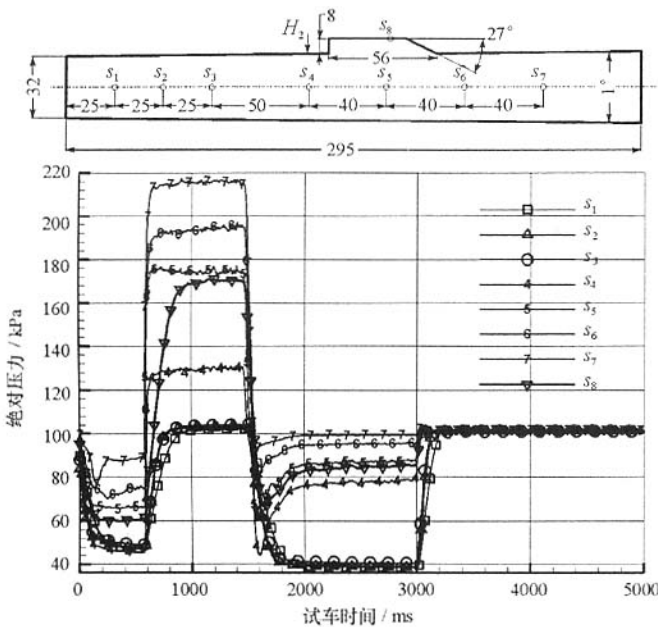


图5 超燃段典型静压力分布曲线

Fig.5 Representative static pressure profile of supersonic combustion

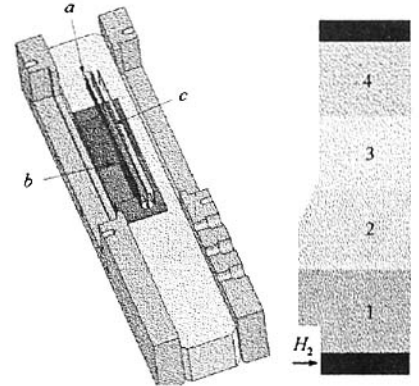


图6 PLIF成像截面

Fig.6 Sections of PLIF imaging

2.2 OH基 PLIF 成像

根据片光尺寸及要拍摄的火焰区大小,将火焰区沿轴向分为4个拍摄区域。图6显示了拍摄区域。同时为了解火焰区的空间结构,将片光沿凹腔的展向平移,分别拍摄了过喷孔中心的截面(a)及其两侧与之间距5mm的截面(b、c)内的OH基 PLIF 图像。在保证实验具有较好的复现性的前提下,重复同一工况进行多次实验,分别拍摄不同位置的OH基 PLIF 图像,结果如图7所示。这些图像反映了在激光脉冲作用时间(即脉宽)内OH基的浓度分布情况,也即表征了火焰区分布及其燃烧强度的瞬态信息。在进行一次曝光成像后,ICCD需将获得的信号读出后才能进行再次曝光成像,而这一读出时间依赖于成像的像素数,一般可达几十到几百毫秒,故而得到的相邻两幅图像之间的时间关联性不强。在图7中,

对于每一拍摄区域均列出 4 幅图像,每两幅图像之间的时间间隔约为 190ms。所列图像均为原始拍摄图像,未进行任何处理。图像中的灰度表示 PLIF 信号的强度,图像越亮,表示 PLIF 信号强度越强,对应的 OH 基浓度越高。

2.3 结果分析与讨论

从图 7 可得出以下一些结果:

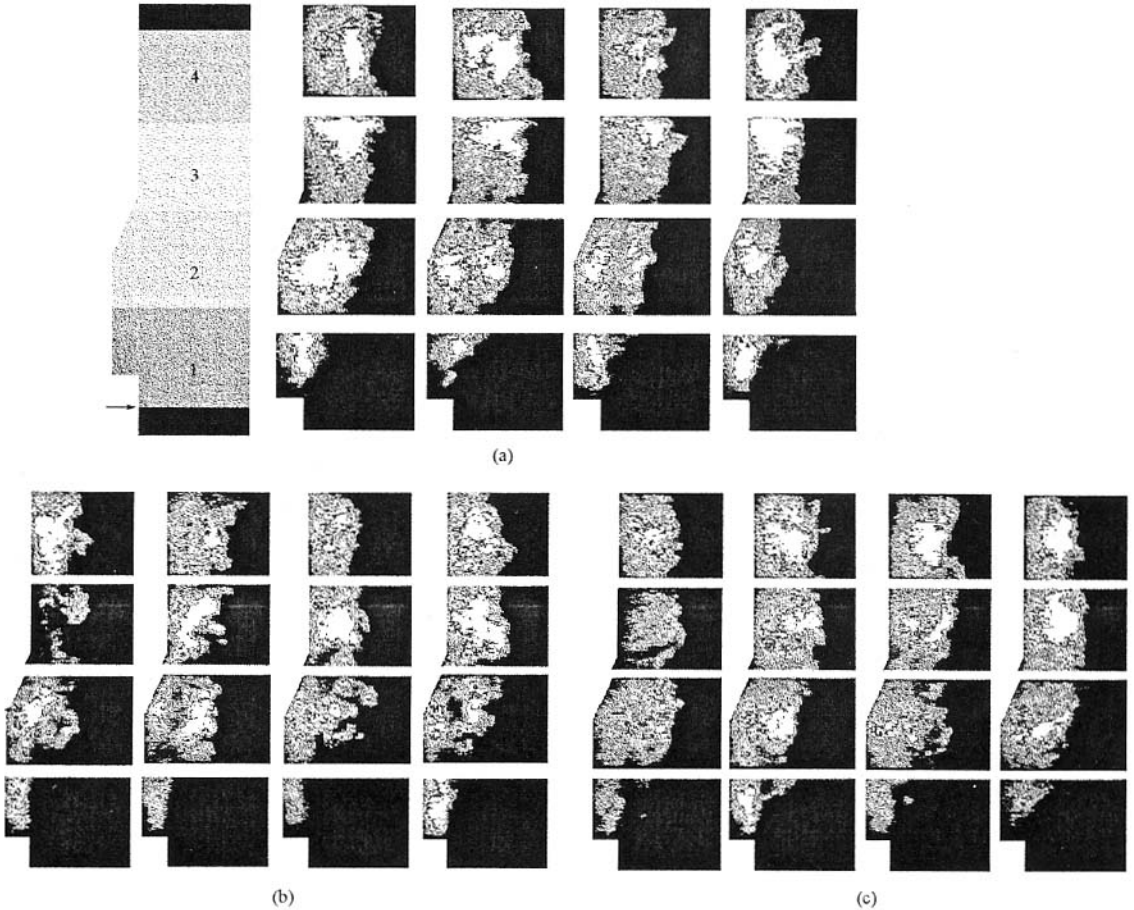


图 7 超燃烧室中不同截面的 OH 基 PLIF 图像

Fig.7 Images of OH-PLIF in the different sections of supersonic combustion chamber

(1)在这种燃烧室结构以及工况下,当量比较低的氢气横向喷入超声速来流中,也可发生自燃并能持续燃烧。这说明氢气在超声速气流中发生燃烧的贫燃极限较低,但这一下限受来流条件和燃烧室构型的影响。

(2)在凹腔前缘与燃料喷孔之间未见火焰区分布,这说明即使是易燃物质氢气,它与空气发生反应也需要一个诱导时间或诱导距离,这一诱导参数与燃料射流和空气来流的条件以及两股流动之间的混合程度有关。

(3)在凹腔上游,火焰仅出现在凹腔内部,而凹腔外几乎没有火焰区,这说明凹腔对于稳定火焰起积极作用。往凹腔下游方向,凹腔内火焰区不断扩大,燃烧反应不断加强,同时火焰区不断向凹腔外部扩张进入主流。在凹腔后缘斜坡及其下游处发生稳定燃烧,火焰区大小基本维持不变。凹腔内稳定存在的大量 OH 基说明了凹腔使氢和空气在此处发生了稳定的燃烧反应,反应放出的热量和生成的促进反应的高活性自由基源源不断地从凹腔内部向主流输运,使燃烧区不断扩大。因此,凹腔的确是一种优良的火焰稳定装置。

(4)火焰区分布具有不规则性和随机性,并具有显著的涡团结构,这说明了火焰具有高度湍流特性,因此获取瞬态信息较时均信息更能反映燃烧的真实情况。

(5)对比在同一拍摄区域不同拍摄截面获得的图像可以发现,在靠近燃料喷孔的区域(即拍摄区域1)中,在拍摄截面(a)中得到的OH基的分布区及浓度,要大于在拍摄截面(b、c)中得到的OH基的分布区及浓度。而在其余拍摄区域中,不同拍摄截面之间的这种差别并不明显。这说明在离燃料喷孔较近的区域,火焰在径向的扩张还不够充分,于是呈现中间火焰区大而强、两侧火焰区小而弱的现象。而在更靠下游的区域,火焰在径向的扩张已比较充分并维持不变,故而在不同拍摄截面所得的火焰区分布相差不大。

(6)安装在燃烧室壁面上的凹腔相对于拍摄截面(a)来说并不对称。在凹腔展向延伸较长的一侧,由拍摄截面(b)所得图像可见火焰中涡团的分裂现象较为显著,火焰区占据流道的宽度相对较窄。而在凹腔展向延伸较短的另一侧,由拍摄截面(c)所得图像与由拍摄截面(a)所得图像比较相似。这说明凹腔的展向尺度也会影响火焰区分布,展向尺度增大时,火焰沿流向的火焰区会有所减小。这可能是由于凹腔的展向尺度越大,越利于燃料在凹腔内部沿展向的扩散和掺混,这相应会降低沿流向的燃料浓度,减小沿流向的火焰区。

3 结论和展望

(1)OH-PLIF技术揭示了超声速燃烧火焰具有高度湍流的火焰结构。

(2)凹腔内是OH基的聚集区,它不仅暗示了在凹腔内部存在稳定的燃烧区,也预示了它将为整个燃烧反应提供值班火焰,起到促进和稳定超声速燃烧的作用。

(3)超燃火焰在沿流向传播的同时还沿径向传播,凹腔展向尺度增大时,火焰沿流向的火焰区会有所减小。

在已获得较清晰的OH基PLIF图像之后,应进一步利用该技术研究在不同工况下以及在具有不同凹腔结构的燃烧室中的三维火焰结构,为人们深入认识超声速燃烧现象提供支持。

参考文献:

- [1] 沈剑. 2004年美国成功的高超声速飞行试验[J]. 飞航导弹, 2005(6):34-39.
- [2] 张明,田宏伟,梁彦. 冲压发动机在战术导弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2005(6):50-53.
- [3] 乐嘉陵,胡欲立,刘陵. 双模态超燃冲压发动机研究进展[J]. 流体力学实验与测量, 2000,14(1):1-12.
- [4] Bertin J J, Cummings R M. Fifty Years of Hypersonics: Where We've Been, Where We're Going[J]. Progress in Aerospace Science, 2003, 39: 511-536.
- [5] 胡志云,刘晶儒,关小伟,等. 燃烧场参数的激光诊断技术研究[J]. 强激光与粒子束, 2002,14(5):702-706.
- [6] 杨仕润,赵建荣,俞刚,等. 超声速燃烧室氢氧基平面激光诱导荧光测量[J]. 激光技术, 2004,28(1):20-22.
- [7] Ben-Yakar A, Hanson R K. Supersonic Combustion of Cross-flow Jets and the Influence of Cavity Flame-holders[R]. AIAA 99-0484, 1999.
- [8] 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):265-271.
- [9] Hanson R K, Jeffries J B. Advances in Laser-based Sensors for Combustion Systems[A]. The 6th Symposium on Smart Control of Turbulence[C], 2005, Tokyo.
- [10] Fox J S, Gastony M J, Houwing A F P, et al. Instantaneous Mole-Fraction PLIF Imaging of Mixing Layers Behind Hypermixing Injectors[R]. AIAA99-0774.
- [11] 赵建荣,陈立红,俞刚,等. 显示OH浓度分布图像的平面激光诱导荧光技术[J]. 光学技术, 2000,26(5):430.
- [12] Eckbreth A C. Laser Diagnostics for Combustion Temperature and Species[M]. Tunbridge Wells, Kent & Cambridge, Mass: Abacus Press, 1988: 326.
- [13] 田长霖,林哈特 J H. 统计热力学[M]. 顾毓沁,译. 北京:清华大学出版社, 1987: 422.
- [14] Dieke A G, Crosswhite H M. The Ultraviolet Bands of OH: Fundamental Data[J]. J. Quant. Spectrosc. Radiant. Transfer, 1962, 2: 97-199.

