

基于高速摄影图像处理统计分析的 点火过程试验

蔡 尊, 王振国, 孙明波, 汪洪波, 梁剑寒

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 针对空气来流马赫数为 2.1、总温为 846 K、总压为 0.7 MPa 的条件下凹腔内的强迫点火过程, 利用高速摄影观测了凹腔主动喷注方式的乙烯强迫点火试验。基于高速摄影图像的合成分析和概率统计, 提出了能够定量分析出点火过程凹腔火焰稳定和燃烧室火焰分布的试验研究方法; 利用该研究方法, 采用主动喷注方式在全局当量比为 0.15 和 0.17 (相应的主动喷注当量比分别为 0.04 和 0.06) 的条件下, 对比研究了采用凹腔后壁面喷注的喷注方案和采用凹腔前壁喷注和后壁面喷注相结合的喷注方案的点火试验过程; 定量分析了这两种喷注方案点火后的凹腔火焰稳定和燃烧室内的火焰分布。当凹腔主动喷注当量比为 0.04 时, 点火凹腔内并没有形成良好的局部压力反馈, 火焰在点火凹腔内常以不连续形式稳定存在。当主动喷注当量比达到 0.06 时, 整个燃烧室的火焰分布要更加均匀。针对超声速来流条件下的点火过程瞬态图像, 该方法能够有效地开展定性分析和定量研究。

关 键 词: 点火; 火焰稳定; 图像灰度; 合成图像; 概率统计

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Experiment of ignition process based on statistical analysis of image processing

CAI Zun, WANG Zheng-guo, SUN Ming-bo,

WANG Hong-bo, LIANG Jian-han

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,

College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: As for the ignition process at the inflow conditions of Mach 2.1 with stagnation temperature of 846 K and pressure of 0.7 MPa high speed photography was used to observe the ethylene ignition experiments with the active cavity injection. Based on the high speed photography image synthesis and statistical analysis, a new method for analyzing the cavity flame stabilization and the flame distribution quantitatively was proposed. At the overall equivalent ratio of 0.15 and 0.17 (the active injection equivalent ratio of 0.04 and 0.06 correspondingly), the ignition process of the scheme using ramp injection and the scheme using a combined parallel and ramp injection were compared by applying this method. Besides, the cavity flame stabilization and the flame distribution of the ignition schemes were investigated in quantitatively. At the active equivalent ratio of 0.04, the local pressure feedback is weak and the flame exists in a discontinuous form. At the active equivalent ratio of 0.06, the flame distribution of the combustor is more even. As for the ignition process tran-

收稿日期: 2014-09-04

基金项目: 国家自然科学基金(91016028)

作者简介: 蔡尊(1989—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程高超声速推进技术。

sient images in a supersonic flow, qualitative and quantitative analysis could be made effectively by using this method.

Key words: ignition; flame stabilization; image grayscale; synthetic image; probability statistics

超燃冲压发动机的出现对于未来的吸气式推进系统来说,是一种非常具有发展潜力的推进装置。而研究发展这种吸气式推进装置的重要方面之一,就是能够具备研究和分析在超燃冲压发动机中非常复杂的点火过程^[1]。在超燃冲压发动机的燃烧室内,其点火过程是机理非常复杂并且非定常效应明显的^[2],这是因为点火过程要受到超声速来流条件的影响^[3]。在飞行马赫数为4附近启动时,燃烧室内的空气来流速度高、总温低、燃料蒸发距离长,燃烧室内将充满稠密的喷雾,进而使最小点火能量升高^[4]。即使采用已经被广泛应用的凹腔火焰稳定器,燃烧室内的低压环境和复杂的燃料/空气混合问题也会使火焰在发动机启动的初期过程容易发生吹熄^[5]。已经有很多研究者立足于改善超声速来流条件下的燃烧环境而开展了大量的点火方法研究^[6-8],一般采用的点火强化方法有:气动雍塞辅助点火^[7]、氢气引导点火^[9]、热射流辅助点火^[10]、等离子体点火^[11]等。

在众多超声速气流中点燃可燃气体的方式中,最广泛应用的就是电火花点火方式,因为该方式原理简单,结构简化并且可靠性高。火花塞点火的初始能量释放阶段是在两个电极之间开启一个导电的通道,随后电流通过这个通道向气体释放能量。在火花塞刚开始激发的时候,这些释放的能量迅速对周围的气体进行加热并且以激波形式向电火花区域以外传播发展,这一过程时间很短只有毫秒量级。然后,火花产生的高温环境继而引燃在电极之间的可燃气体的^[12]。在凹腔火焰稳定器中主要有两种喷注方案,主动式喷注和被动式喷注^[13]。在被动式喷注方案条件下,燃料从凹腔上游横向喷注并卷吸进入凹腔。而在主动式喷注方案条件下,燃料从凹腔内部喷注并且直接喷注进入到凹腔回流区中,这种喷注方式能够更直接的控制凹腔内燃料当量比分布。凹腔主动喷注方式在以往的研究中,工作主要集中于吹熄极限,非反应混合模式和火焰荧光研究^[14-16]。Mohamed等^[17]研究了凹腔基喷注方式,发现凹腔的火焰稳定能力可以通过在凹腔中的适当喷注位置直接喷注燃料来提高。Mathur等^[18]利用凹腔后壁面喷注开展了试验工作,并证明了凹腔主动喷注对凹

腔的燃烧控制和燃料的混合增强有促进作用。O'Byrne等^[19]研究了燃料从凹腔前壁喷注的这一喷注方式,并发现采用这种喷注方式将会降低凹腔内的燃料富燃极限。作者前期已经开展了关于凹腔主动喷注的实验研究,但利用新的试验研究方法研究凹腔基喷注器的点火过程仍然具有重要意义。

高速摄影图像动态观测系统已经在基础和应科学上得到了广泛的应用^[20-21],但是在超声速气流中运用高速摄影图像处理技术仍然是一种新方法。在本文的试验研究中,利用高速摄影图像合成分析和统计处理的方法对凹腔内的点火燃烧过程开展了研究,提出了能够基于高速摄影图像处理的试验研究方法。

1 试验系统与试验工况

1.1 试验系统

本文研究工作开展的试验都是依托于国防科技大学外场直连式试验系统上完成的^[22]。直连式试验系统由空气加热器、超声速喷管和超燃冲压发动机3个主要部分构成。空气加热器采用以氧气、空气和酒精三组元为燃料的燃烧加热方式来模拟入口来流马赫数为2.1的空气来流条件,工作时能够持续提供总质量流量为2.0 kg/s,总温为846 K,总压为0.7 MPa的加热燃气。整个发动机试验台采用了悬挂式的结构设计,可以同时测量发动机的轴向推力变化。此外,在直连式试验台开展试验时能够测量的参数还包括流量参数、压力参数和温度参数。

图1所示的为直连式试验台实物图和结构示意图。实物图中列出了整个直连式试验台、点火器和火花塞的实物照片。在结构示意图中,燃烧室扩张段上壁面有两个凹腔,此处简记上壁面的2个凹腔分别为T1和T2,凹腔深度记为 D ,凹腔长深比记为 L ,凹腔后缘倾角记为 A 。对于扩张段T1凹腔,D25L5.8A45代表了凹腔深度为25 mm,长深比为5.8,后缘倾角为45°的凹腔构型。燃烧室结构宽度为75 mm。

本文采用气态乙烯作为燃料开展点火试验,乙烯喷注的位置也在图1中标出。将两路连接乙

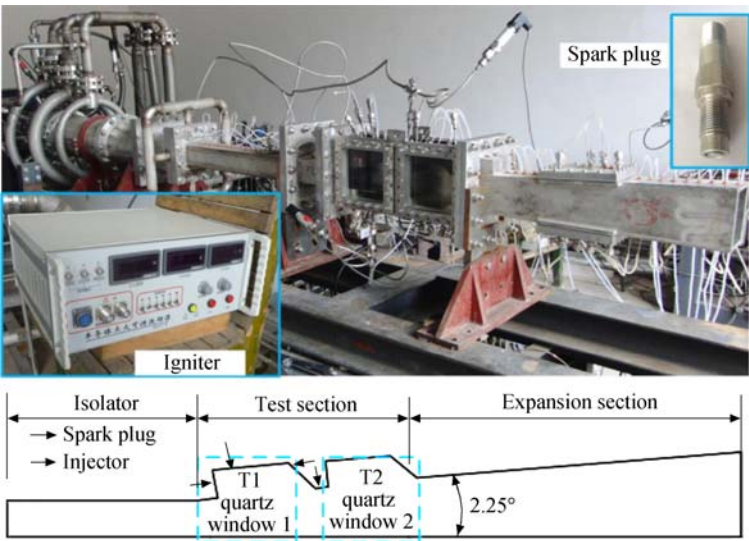


图 1 直连式试验台

Fig. 1 Direct-connected test facility

烯气瓶的气排连接到试验台上,通过阀门控制可以在试验中提供两路室温条件下给定喷注压力的乙烯燃料.在 T1 凹腔中,火花塞的位置位于底壁中心线上距离前壁 20 mm 处,火花塞为聚能火花塞,激发能量为 4.5 J,工作频率为 100 Hz.在 T1 凹腔前壁上距离底壁 10 mm 处的位置有 4 路 $\phi 0.5$ mm 的燃料喷孔,喷注方向为顺流方向喷注.在 T1 凹腔后壁面上距离底壁 4 mm 处的位置有 4 路 $\phi 0.5$ mm 的燃料喷孔,喷注方向为逆流方向喷注.在 T1 凹腔下游距离 T1 凹腔后缘 14 mm 处位置有 4 路 $\phi 2$ mm 的燃料喷孔,喷注方向为横向喷注.

在燃烧室的试验段上可拆卸的安装有 2 块 $190\text{ mm}\times 100\text{ mm}$ 的石英玻璃,以此通过高速摄影相机对燃烧室内的点火和燃烧过程进行实时观测.在本文的研究工作中,高速摄影相机设置拍摄速度为 $20\,000\text{ f/s}$,曝光时间为 $1/25\,000\text{ s}$,分辨率为 $704\text{ pixels}\times 520\text{ pixels}$,光圈为 1.4,感光度为 1000.

1.2 试验工况

根据前期的研究工作结果,本文采用凹腔前壁面、后壁面及其相组合的主动式壁面喷注开展研究.通过高速摄影相机观测点火过程以及推力传感器等手段来衡量点火试验效果.本文总共开展了 4 个工况的试验,各工况试验的详细情况如表 1 所示.在表 1 中只列出了凹腔主动喷注方式,此外,凹腔下游横向喷注这一被动喷注方式在各工况中也均采用,但为了简化表格而不再列出,特此说明.

在本文的试验中,试验测控时序如下:首先加热器火炬点火,加热器内部开始燃烧工作,继而把加热后的燃气从加热器尾喷管推向发动机;当加热器火炬停止工作后又过了 1 000 ms,此时可以认为加热器达到了稳定工况,吹出的燃气气流为标准来流工况;同时开启 2 路气排喷注乙烯燃料、并同时开启高能点火和高速摄影相机,过 106 ms 后关闭高能点火,之后再过 1 609 ms 后关闭所有乙烯喷注管路和高速摄影相机;最后开启吹除程序,整个点火试验结束.

4 个试验工况点火后的试验现象是,工况 1 的 T1 凹腔内形成稳定燃烧的火焰,工况 2,工况 3,工况 4 的 T1 凹腔下游横向射流被引燃,在 2 个凹腔内稳定的燃烧.4 个工况均进行了 2 次点火试验,2 次的试验现象相同,以此消除点火试验的偶然性影响.在本文中,每组的 2 个试验记为一个工况的试验.

表 1 各试验工况

Table 1 Working conditions of all the cases

No	Direct injection	p_t/MPa	$\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4}/(\text{g/s})$	ϕ_d	ϕ_o
1	Ramp	2.8	6.5	0.04	0.15
2	Ramp	4.0	7.8	0.06	0.17
3	Parallel ramp	1.5	6.1	0.04	0.15
4	Parallel ramp	2.2	7.7	0.06	0.17

2 试验结果与分析

2.1 高速摄影合成图像分析

在表1中,凹腔内部主动喷注喷前压力记为 p_i ,主动喷注时均质量流量记为 $\dot{m}_{C_2H_4}$, $\dot{m}_{C_2H_4}$ 的算法是在每个工况试验流量曲线的稳定段上,选取该稳定段上的3个固定点的流量值平均后求出, ϕ_a 为主动喷注当量比, ϕ_o 为加入凹腔下游横向射流后的全局当量比.在所有工况的点火试验中凹腔下游横向喷前压力均为3.0 MPa.

为了克服高速摄影瞬态图像不能很好地反映出整个试验过程的特点,本文利用Matlab软件对各试验中一个相同时间段内的所有图像进行时均化处理,通过分析合成后时均化的RGB图像以及统计灰度图中火焰分布概率曲线的方法,开展凹腔主动喷注的强迫点火研究.利用以上方法,各试验均选取从火花塞第一次开始激发以后2000张大小都为704 pixels $\times$ 520 pixels的高速摄影图像进行研究,研究的时间段共计长100 ms,研究时长覆盖了从火花塞第一次激发到形成稳定火焰的过程.按照以往经验规律,火花塞第一次激发后到形成稳定火焰一般需要70 ms左右,因此对这100 ms过程进行研究可以视为主要对点火过程进行

的研究.

图2所示的为No1工况和No3工况点火后的瞬态图像以及各试验合成后的彩色RGB图像.在4个工况的试验中,No1工况和No3工况有一定的代表性,因此此处仅列出这两个工况的点火瞬态图像.将高速摄影图片转化为灰度图并统一灰度基准后,利用火焰边缘提取程序,对转化后的灰度图进行二值化处理进而从中提取出各试验的火焰轮廓,再将提取出的火焰轮廓按照像素坐标对应描绘在合成的RGB图像中,具体位置如图2最后一行图像中轮廓线所示.

对比No1工况和No3工况,No3工况在0.44 ms时就产生初始火核,而No1工况则在0.72 ms时产生相应的初始火核.No3工况在2.12 ms时火焰传播到凹腔后壁面,No1工况则在2.32 ms时传播至相同位置.No3工况在3.04 ms时火焰开始穿过剪切层引燃下游横向射流,而No1工况在该时刻始终在T1凹腔内稳定燃烧.相比而言,No3工况比No1工况火焰传播得更快,这说明凹腔前壁面和后壁面相结合的喷注方式要比单采用凹腔后壁面的喷注方式更利于点火后火焰的传播.No3工况在凹腔角回流区内初始火核在点火后0.44 ms形成,在2.12 ms时火焰达到凹腔后壁面,然后在3.04 ms时火焰穿过剪切

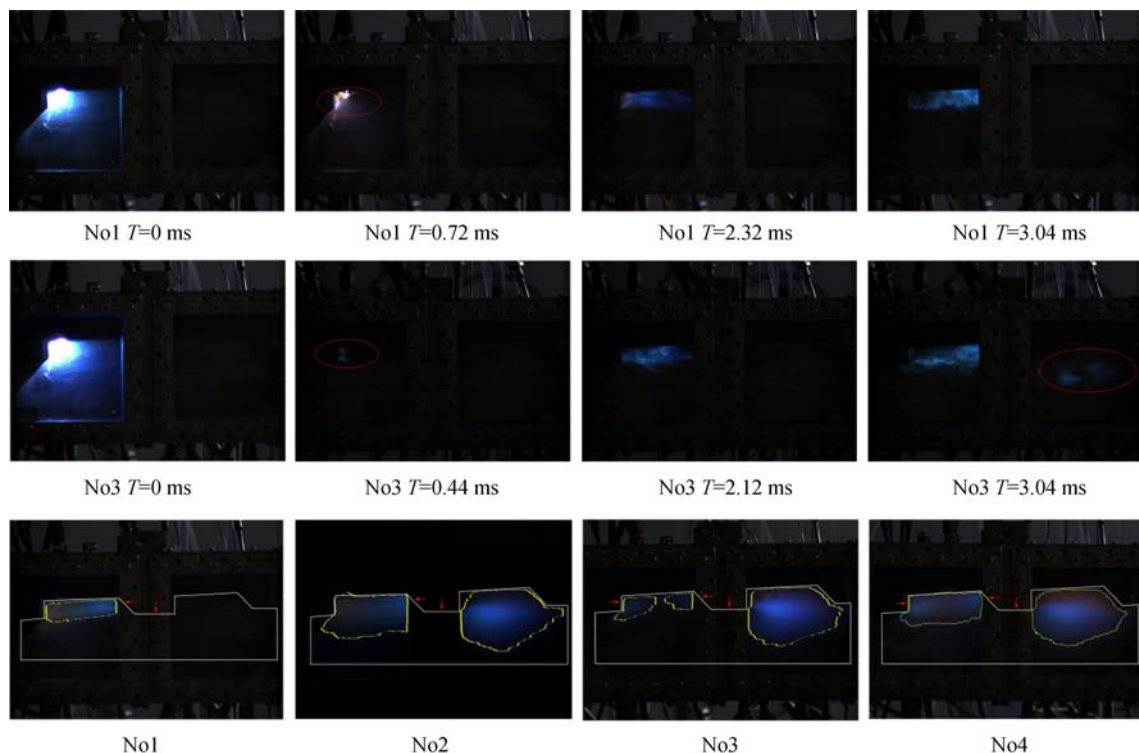


图2 瞬态合成RGB图像

Fig. 2 Transient and synthetic RGB images

层.通过粗略的估算,火焰传播速度大约为 350m/s.关于这个速度最合理的解释是,初始火核沿着凹腔后壁面传播并且穿过凹腔剪切层,而与主流相邻的剪切层具有很高的速度,并且将火焰区域向下游快速的输运.

由图 2 最后一行图像中可知在研究的 100ms 时间段内, No1 工况在 T1 凹腔内部实现了火焰的稳定, No2、No3 和 No4 工况点火后引燃凹腔下游横向射流,在 T1 凹腔和 T2 凹腔内都实现了稳定的燃烧;对比 No1 和 No3 工况的火焰轮廓, No1 工况在凹腔内部火焰十分明亮,这说明能够在凹腔内部实现了很稳定的燃烧.而 No3 工况在凹腔内部火焰并不如 No1 明亮并且在凹腔前壁和后壁面两处以不连续的形式存在,这说明了采用凹腔前壁喷注和凹腔后壁面喷注相结合的喷注方式虽能够进一步促进火焰的传播,但是在主动喷注当量比 0.04 的条件下只能建立局部压力反馈机制,并不能建立燃烧室全场压力反馈机制;对比 No2 和 No4 工况的火焰轮廓, No2 工况的火焰更加明亮火焰轮廓也比 No4 的要大,这主要是因为和 No4 工况相同当量比喷注的燃料都从后壁面喷出,喷注压力的增大使燃料穿透度增大,进而相比于 No4 工况会有更多未燃的燃料顺着气流的方向达到凹腔外部,从而在 T1 凹腔外也剧烈燃烧.综上所述可以发现,对比这两种主动喷注方式,从凹腔火焰稳定的角度上讲,单采用凹腔后壁面喷注能够取得很好的效果;但从整个串联凹腔火焰分布上来说,采用前壁喷注和后壁面喷注能够取得更好的效果.分析各试验的火焰轮廓线形状可以看出, No1 工况 T1 凹腔的火焰轮廓沿着扩张段凹腔的边缘线发展, No3 工况 T1 凹腔内的火焰只在凹腔内部存在,由此可知 No1 和 No3 工况 T1 凹腔的火焰稳定模式为凹腔火焰稳定模式. No2 和 No4 工况两次试验 T1 凹腔内火焰都穿出凹腔边缘,但从火焰轮廓的形态上并不能明显看出这是剪切层形态,因此这更像是一种混合的凹腔火焰稳定模式.

点火过程是一个非定常的动态过程.单采用高速摄影瞬态图像开展点火过程分析能够及时反映出点火过程瞬态变化,但却不能很好反映出点火这一连贯的过程;而单采用本文中高速摄影图像合成的图像处理方法对点火整个过程开展分析,则会丢失点火过程的时间信息,无法反映出点火过程的瞬态变化.所以,利用高速摄影对点火过程开展研究最好的图像处理方法,就是像图 2 所

示的那样,既给出点火瞬态图像又给出点火过程合成图像并分别加以分析研究,如此则可以更好的定性研究点火过程瞬态特性和过程特性.

2.2 高速摄影图像灰度概率统计分析

时均化的彩色 RGB 图像能够大体反映出火焰在空间上的分布效果,为了提高捕捉点火过程火焰分布精度更好的说明问题,本文采用高速摄影图像灰度概率统计的方法来进行进一步分析.对每次试验的一个对比区域来说,该图像的绘制方法为:先把所有彩色图像都转化为灰度图;分别在选取的区域中求出每一条直线上的灰度平均值,记为该条直线上的灰度阈值;计算出每一张图像在该条直线上每一个点的灰度大于该直线给定灰度阈值的图像张数,迭代计算完 2000 张图像以后求出直线上每一个点大于给定灰度阈值图像的概率;将一个区域中所有直线的概率分布情况加和求平均后即视为该区域的概率分布情况,将数据导出到坐标图上,横坐标为 0~704 个像素点,纵坐标为 0~1 的概率值,绘制曲线.

图 3 为 X1 区域的位置示意图. X1 区域对应于 T1 和 T2 凹腔内部区域, X1 区域的平均概率可以反映出 T1 和 T2 凹腔内部的火焰分布情况.对于每次试验,通过在给定区域每一条直线上对每一个点的灰度值和该直线的所有图像平均灰度值相比而求出的无量纲概率,再将区域内所有直线对应的概率值求平均,这可以排除背景光强差别的影响,进而可以定量的反映出每次试验在给定区域上的火焰分布情况.

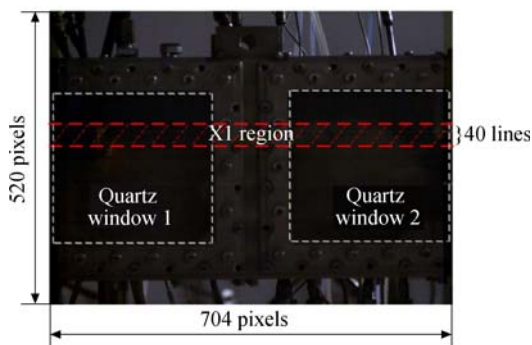


图3 X1 区域位置图

Fig. 3 Schematic of X1 region position

基于本文提出的高速摄影灰度图像概率统计的方法,可以进一步提炼分析出点火过程的火焰稳定情况和火焰在燃烧室内的分布情况.在整个点火过程研究时间段内,点火后每一个区域的火焰稳定情况可以通过高速摄影灰度图像概率统计

的数值高低来反映;而在整个燃烧室内每一个区域的火焰分布情况,则可以通过该区域概率曲线积分数值的高低来反映.一个点的概率越高,说明这个点大于给定灰度阈值的图像越多,即认为这一个点存在火焰的时间越长,火焰稳定越好.而灰度概率曲线的积分值越高,说明火焰在这个区域整体燃烧情况较好,火焰分布更加均匀,火焰分布越好.用这种方法可以定量的研究凹腔点火试验过程中在展向截面内的火焰空间分布情况.

需要特别说明的是,该高速摄影灰度图像概率统计方法是基于对凹腔内选定区域的灰度值进行空间平均而求出.若改变灰度阈值的取值大小,肯定会相应的改变曲线纵坐标数值大小,曲线积分值大小也会相应改变.但是经过大量的试验研究,通过将研究区域的空间平均灰度值选为阈值,能够很好的定量反映出点火过程特性.在研究不同点火试验中相同研究区域时(高速摄影拍摄设置相同),通过选取研究区域灰度空间平均值为阈值,可以消除不同试验环境差异的影响,从而定量的分析研究点火过程.因此,对于研究不同点火试验中的相同研究区域,求出该区域的灰度值空间平均值,可以视为本方法的阈值选取准则.

图4为X1区域概率曲线图.从图4中可以看出,在凹腔内部区域X1中, No1工况比 No2工况在T1凹腔的概率值要更高,最高概率值0.95, 概率平均值也趋近于0.85,这说明主动喷注当量比0.04的 No1比主动喷注当量比0.06的 No2在T1凹腔中火焰稳定更好.细看两次工况T1凹腔的曲线形状, No1的概率分布更加均匀,而 No2的分布在凹腔后缘要明显高于凹腔前缘,这是因

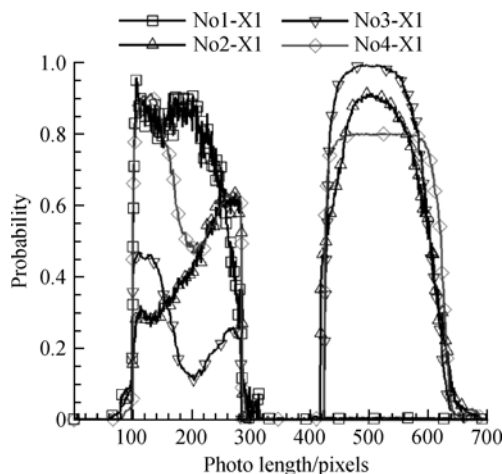


图4 X1区域概率曲线

Fig. 4 X1 region grayscale probability curves

为 No2 喷注的燃料部分穿过剪切层引燃下游横向射流,建立起燃烧室全场压力反馈后燃烧主要集中在 T1 凹腔后缘和 T2 凹腔,因此凹腔前缘不如 No1 稳定. No3 和 No4 在 T1 凹腔部分的曲线构型基本相同,都表现为火焰在凹腔两端强中间弱,这与该喷注方式相对应.综合对比4次试验,可以发现 T1 凹腔内部火焰稳定最好的工况是采用后壁面喷注在主动喷注当量比0.04条件下的 No1 工况,而增加喷注当量比并不利于 T1 凹腔火焰的稳定.

No1 曲线积分值为144.9, No2 曲线积分值为235.8, No3 曲线积分值为224.5, No4 曲线积分值为286.2.以上的高速摄影图像概率统计曲线的积分值,即可用来衡量燃烧室中火焰的分布. No3 曲线的积分值要明显高于 No1 曲线的积分值, No4 曲线的积分值也要明显高于 No2 曲线的积分值,这说明了在相同主动喷注当量比的条件下,采用前壁面喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式不仅能引燃凹腔下游横向射流,而且更有利于整个燃烧室的燃烧火焰分布.

以上的高速摄影灰度图像概率统计的方法利用时间统计平均的原理,对点火过程的过程特性开展了定量的研究.但是,和上文所述的高速摄影图像合成分析方法一样,也无法反映出点火过程的瞬态特性.因此,高速摄影灰度图像概率统计方法要结合对高速摄影瞬态图像的分析,从而在研究点火过程特性的同时兼顾点火瞬态特性.

图5所示的为4个工况在火花塞第一次开始激发后100 ms研究时间内,时均壁面压力沿程分布曲线.受试验件构型和试验台条件限制,在T1凹腔内部并没有压力测点,只在隔离段、扩张段和

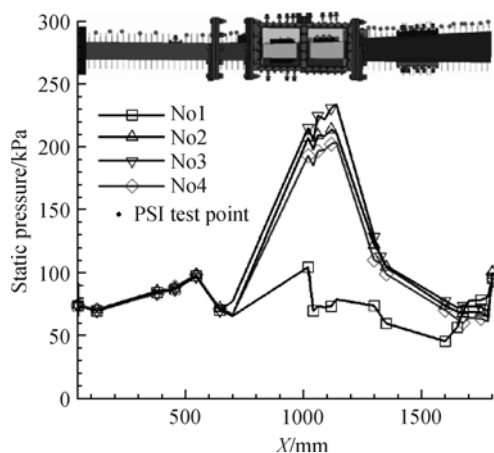


图5 沿上壁面压力分布

Fig. 5 Wall pressure distribution along the upper wall

燃烧室内 T2 凹腔处有压力测点,具体的测点位置如图 5 上方黑圆点所示。虽然测点数量有限,且 T1 凹腔内没有测点,不能反映出 T1 点火凹腔内的压力变化情况,但是通过 T2 凹腔内的压力测点一样能够反映出燃烧室压力变化情况,可以间接衡量出 T1 凹腔内的压力变化,可以验证本文方法的可信度。

在图 5 中压力曲线是通过将火花塞激发后 100 ms 内所有测点的压力数据时均化处理而求出,T2 凹腔处压力峰值最高的依次为 No3, No2 和 No4 工况, No3 工况压力测点中峰值最高为 234 kPa, No1 工况因为没有火焰没有穿过剪切层引燃下游横向射流所以 T2 凹腔处压力测点并没有大的波动。以上对压力曲线的分析情况和图 4 中 T2 凹腔位置的概率曲线分布情况完全相符,因此对高速摄影图像进行灰度处理统计分析具有较高的可信度,并且利用该方法能够进一步揭示这两种喷注方式下的点火过程和试验机理。该方法具有较好的适用性。

3 结 论

本文基于高速摄影图像统计分析的原理,经过对超声速来流中凹腔主动喷注的乙烯强迫点火开展试验研究,针对强迫点火过程提出了合成彩色 RGB 图像定性分析方法和灰度图像概率统计定量处理方法。可以看出在本文的点火工况条件下:

1) 针对超燃条件下的点火过程,基于高速摄影图像分析的概率统计,提出了能够定量分析点火过程凹腔火焰稳定和燃烧室内火焰分布的试验方法。

2) 利用该方法对比研究了在全局当量比为 0.15 和 0.17(相应的主动喷注当量比分别为 0.04 和 0.06)的条件下,采用凹腔后壁面喷注的喷注方案和采用凹腔前壁喷注和后壁面喷注相结合的喷注方案的点火试验过程,定量分析了这两种喷注方案点火后的凹腔火焰稳定和火焰分布。

3) 采用凹腔后壁面喷注的喷注方式,点火后凹腔的火焰稳定较好。当主动喷注当量比为 0.04 时在整个凹腔中表现出较强的火焰稳定性,在凹腔内部火焰稳定的概率趋近于 0.85。当主动喷注当量比达到 0.06 时,相比而言,凹腔的火焰稳定效果要降低,但整个燃烧室的火焰分布要更好。

4) 采用凹腔前壁喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式,相比单采用凹腔后壁面喷注的喷注

方式,在相同主动喷注当量比条件下,整个燃烧室的火焰分布要更好。但当凹腔主动喷注当量比为 0.04 时,点火凹腔内并没有形成良好的局部压力反馈,火焰在点火凹腔内常以不连续形式稳定存在。

参考文献:

- [1] Mastorakos E. Ignition of turbulent non-premixed flame [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009, 35 (1): 57-97.
- [2] 李大鹏,潘余,吴继平. 几何可调喉道双模态冲压发动机点火过程试验研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26 (4): 210-217.
LI Dapeng, PAN Yu, WU Jiping. Ignition experimental study of a variable geometrical throat dual-mode ramjet [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26 (4): 210-217. (in Chinese)
- [3] Neophytou A, Richardson E S, Mastroakos E. Spark ignition of turbulent recirculating non-premixed gas and spray flames; a model for predicting ignition probability [J]. Combustion and Flame, 2012, 159 (4): 1503-1522.
- [4] Aggarwal S K. A review of spray ignition phenomena: present status and future research [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1998, 24 (6): 565-600.
- [5] Whitehurst R B, Krauss R H, McDaniel J C. Parametric and time resolved studies of autoignition and flame holding in a clean air supersonic combustor [R]. AIAA-92-3424, 1992.
- [6] 李庆. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机燃烧室点火过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010
LI Qing. Research on the ignition process of cavity-based flameholder in ramjet combustor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [7] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling [R]. AIAA 2010-410, 2010.
- [8] Yu K, Wilson K J, Smith R A, et al. Experimental investigation on dual-purpose cavity in supersonic reacting flows [R]. AIAA 1998-723, 1998.
- [9] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flame-holding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 air-flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14 (4): 456-461.
- [10] Kobayashi K, Tomiokata S, Mitani T. Supersonic flow ignition by plasma torch and H₂/O₂ torch [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (2): 294-301.
- [11] 宋文艳,刘伟雄,贺伟. 超声速燃烧室等离子体点火实验研究 [J]. 实验流体力学, 2006, 20 (4): 20-24
SONG Wenyan, LIU Weixiong, HE Wei. Experimental investigation of plasma ignition in supersonic combustor [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20 (4): 20-24. (in Chinese)

- [12] Lewis B, Elbe G. Combustion, flames and explosions of gases. [M]. London: Harcourt Brace Jovanovich Publishers, 1987.
- [13] 席文雄. 超声速气流中的点火启动及其强化机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
XI Wenxiong. Investigation on initiation of ignition and mechanism for enhancement in supersonic flowfield[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [14] Gruber M R, Donbar J M, Carter C D, et al. Mixing and combustion studies using cavity-based flameholders in a supersonic reacting flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(5): 769-779.
- [15] Rasmussen C C, Driscoll J F, Carter C D, et al. Characteristics of cavity stabilized flames in a supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(4): 765-769.
- [16] Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K Y. Stability limits of cavity-stabilized flames in supersonic flow[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2825-2834.
- [17] Mohamed M C, Kurian J. Cavity-based injections into supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(6): 1130-1132.
- [18] Mathur T, Gruber M R, Jackson K. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1305-1312.
- [19] O'Byrne S, Stotz I, Neely A J, et al. OH PLIF imaging of supersonic combustion using cavity injection[R]. AIAA 2005-3357, 2005
- [20] Sick V. High speed imaging in fundamental and applied combustion research[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3509-3530.
- [21] Schmit R F, Semmelmayr L F, Haverkamp L M, et al. Fourier analysis of high speed shadowgraph images around a Mach 1.5 cavity flow field[R]. AIAA 2011-3961, 2011.
- [22] Sun M B, Gong C, Zhang S P, et al. Spark ignition process in a scramjet combustor fueled by hydrogen and equipped with multi-cavities at Mach 4 flight condition[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 43(11): 90-96.

(编辑: 秦理曼)