

文章编号:1000-8055(2012)10-2214-08

新型变几何火焰稳定器燃烧特性试验

柳 杨, 金 捷, 王慧汝, 杨茂林

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在二元燃烧试验台上研究了一种新型变几何火焰稳定器的燃烧特性, 重点描述了在不同试验工况下, 稳定器燃烧效率、出口温度分布与稳定器几何形状变化的关系, 并且通过稳定器的燃烧图像分析了几何变化对于燃烧状态及火焰结构的影响。结果表明: 试验工况下, 随着几何形状的改变, 稳定器的燃烧效率呈现一定幅度的变化; 尾缘槽宽与整流罩宽度比 $w/h=1.25$ 表现出其特殊性, 在该点稳定器的燃烧状态和火焰结构发生较明显地改变; 在稳定燃烧过程中, 随着 w/h 的减小, 出口截面中心温度不断升高, 温度分布的均匀性降低。试验数据和结论有助于加深对该型变几何火焰稳定器的了解, 并对该型稳定器的数值模拟和进一步试验研究有着重要的参考意义。

关 键 词: 火焰稳定器; 燃烧; 加力燃烧室; 变几何; 试验

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on combustion characteristics of
novel variable geometry flame-holder

LIU Yang, JIN Jie, WANG Hui-ru, YANG Mao-lin

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A novel variable geometry flame-holder ("VGF" for short) based on v-gutter has been experimentally studied on a two-dimensionally combustion test-bed for its combustion characteristics. The effect of the change of gutter trailing edge width w on combustion efficiency and exit temperature distribution in different operating conditions was analyzed emphatically. Furthermore, the effect of the change of w on combustion status and flame structure was discussed by the combustion images in recirculation zone. Results show that: for the test conditions, (1) when w/h changes in $1.25 \sim 2.00$, there is a certain range change in combustion efficiency. (2) $w/h=1.25$ shows specificity because the VGF combustion status and flame structure have changed at this point. (3) In the stable combustion condition, temperature of outlet cross-section center increases with the w decrease basically. Results and experimental data presented would enhance the phenomenological understanding of this novel VGF, and would contribute to the next experimental study and numerical simulation on it.

Key words: flame-holder; combustion; afterburner; variable geometry; experiment

加力燃烧室技术以其短期内增大涡轮喷气发动机推力的特点成为发动机增加推质比的重要手

段, 带有加力燃烧室的航空发动机被广泛地应用到各种军用飞机上, 以提高其机动性能。如今, 伴

收稿日期: 2012-03-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2214_002.html

作者简介: 柳杨(1981—), 男, 安徽淮南人, 博士生, 主要从事加力、冲压燃烧室燃烧方向的技术研究。

随着航空发动机核心机性能的日益提高和人类对飞行器高飞行性能永无止境的追求,加力燃烧室工作在更宽的工况范围,这对加力燃烧室的火焰稳定装置提出更高的要求.在大工况变化范围内如何让火焰稳定装置始终保持较高的点火、稳焰和燃烧性能,并同时拥有较低的流阻损失,是一个颇有难度的问题.另一方面,当发动机工作在“非加力”状态时,固定在加力燃烧室中的火焰稳定系统所造成的流阻损失完全是无用的,并会降低推力.理想的火焰稳定装置应该在其不工作时将流动阻力降低到最小.

加力燃烧室中所采用的典型火焰稳定器为 V 型火焰稳定器,该型稳定器基于钝体稳焰机理,通过高速气流中在稳定器尾缘后方形成低速回流区来稳定火焰.然而,钝体稳焰的基本原理告诉我们,钝体火焰稳定装置所带来流动损失视乎是稳定火焰所必须付出的代价.因此,人们希望在火焰稳定和流动损失之间找到 1 个最佳的结合点,以最小的流动损失换来最大的稳焰及燃烧能力.国内外在寻求高效低阻的加力燃烧室稳焰方式和稳焰装置上做了大量的研究工作,也取得了一定的进展^[1-8].

变几何火焰稳定装置可以通过改变自身的几何形状或结构来适应不同的工作状态,这是一种非常直接且有效的解决上述问题的思路,但是难点在于能够可靠地运行在高温高速环境下的运动机构设计,并且不能有过多额外重量的增加.然而,随着机械设计水平的提升和新型材料的应用,变几何火焰稳定装置的可实现性大幅度增加,对其的相关研究也势必有着重要的意义.国内外关于变几何火焰稳定装置的相关文献主要集中在早期的专利^[9-12],而缺少对其流阻特性、燃烧特性及控制规律的相关研究.

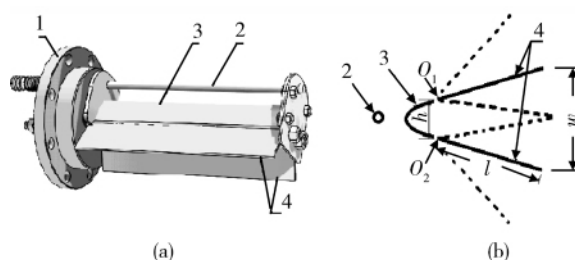
本文作者在文献^[13]中提出一种基于 V 型火焰稳定器、尾缘槽宽可变的火焰稳定器试验件设计方案,并以其为研究对象,在北京航空航天大学二元加力/冲压燃烧试验台上对稳定器的流阻特性进行试验研究,主要研究了试验件在冷态及燃烧状态下,总压恢复系数与稳定器槽宽的变化关系,并讨论了不同的槽宽变化方式对流阻特性影响.本文是对该变几何稳定器试验件的第 2 篇试验研究文章,试验系统除测试外与文献^[13]基本相同,重点研究了在不同的燃烧工况下,稳定器燃烧效率与稳定器尾缘槽宽的变化关系、出口温度分布与稳定器几何变化的关系,并且通过稳定

器尾缘后方回流区的燃烧图像讨论了几何变化对于该区域的燃烧状态及火焰结构的影响.本文的试验数据和结论有助于加深对该型变几何火焰稳定器燃烧特性的了解,并对该型稳定器的数值模拟和进一步试验研究提供参考.

1 试验系统

1.1 试验件

变几何火焰稳定器试验件主要由动力机构、传动机构、安装座、喷油杆、固定整流罩和活动叶组成,主体部分的实体结构图如图 1(a)所示,其中固定整流罩和两个活动叶片构成了二元的 V 型钝体稳焰基本结构.图 1(b)示意性的描述了稳定器的几何变化原理,整流罩固定不动,当动力系统带动两个活动叶片围绕 O_1, O_2 对称转动时,稳定器尾缘槽宽 w 则做出相应改变,本试验件 w 可在 4~48 mm 之间无级变化.其中整流罩最大宽度 $h=24$ mm,活动叶片长 $l=30$ mm.



1 安装座; 2 喷油杆; 3 固定整流罩; 4 活动叶片

图 1 变几何火焰稳定器试验件结构和几何变化原理

Fig. 1 Design structure and geometry change diagram of variable geometry flame-holder (VGF) test piece

变几何火焰稳定器试验件可通过控制软件实时控制尾缘槽宽变化.该控制软件采用 C++ Builder 可视化编程环境编程实现,具体可完成以下功能:

- 1) 单步控制稳定器尾缘槽宽.
- 2) 单步控制稳定器尾缘槽宽变化速度.
- 3) 实时显示并存储变化速度、稳定器尾缘槽宽、叶片张角数值.
- 4) 实时模拟显示稳定器叶片运行情况.
- 5) 可编程进行多步自动运行控制.
- 6) 可与试验台测试系统软件进行数据通讯.

图 2 为变几何火焰稳定器的控制原理图,计算机可根据试验操作人员的指令,通过控制软件向步进电机控制器发出步进电机启动信号和转动角度及转动速度等参数.步进电机控制器根据角

度参数和速度参数产生相应的步进电机驱动信号,并通过角度传感器和速度传感器的反馈信号进行精确控制. 减速传动机构使活动叶片转动速度和转动力矩达到试验的实际要求. 试验段中的压力/温度传感器可以通过测试系统将试验工况传输给计算机,为试验者提供控制依据和控制效

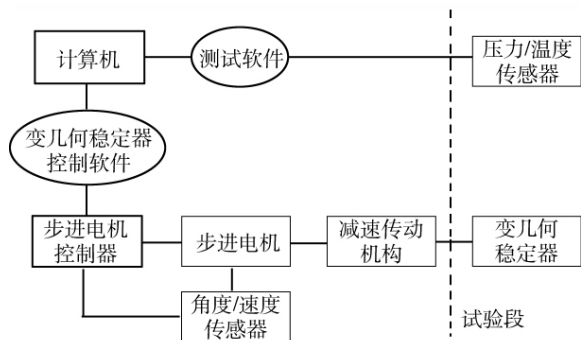


图 2 控制原理图

Fig. 2 Control scheme

果反馈.

1.2 试验台及测试系统

试验在北京航空航天大学二元加力/冲压试验台上进行,试验系统图如图 3 所示. 压气站气源分为 2 路进入试验系统,分别为主气路和冷却气路. 主气路经过流量控制阀和孔板流量计进入加温段,加温(或未加温)后的气流进入前测量段,在前测量段由皮托管、压力传感器和热电偶测量燃烧试验段进口参数;然后气流进入试验段,试验段具有试验件的安装、供油及点火功能,并设有石英观察窗;试验段后是后测量段,通过压力传感器和热电偶测量试验段出口参数. 试验段及后测量段配有冷却气路,加温段和试验段都配有独立可控的燃油供给系统. 前测量段、试验段和后测量段为 $150\text{ mm} \times 170\text{ mm}$ 的矩形通道.

如图 4 所示,试验件水平安装在试验段中,火焰稳定水平长度为 160 mm .

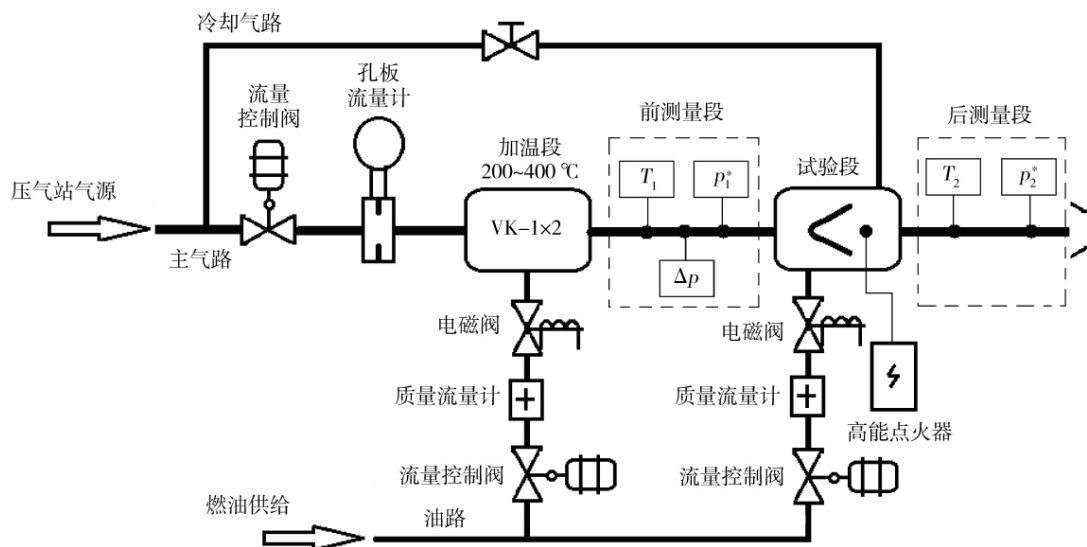


图 3 加力/冲压燃烧试验台系统图

Fig. 3 Schematic of afterburner/ramjet combustion test rig

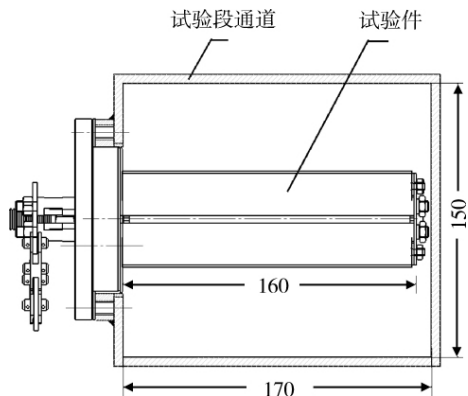


图 4 试验件安装方式(单位: mm)

Fig. 4 Installation diagram of VGF test piece (unit: mm)

试验重点采集稳定器前后的温度信息,用于分析稳定器的燃烧特性. 由于加温段与前测量段之间有着较长的掺混距离,加温后的气流到达前测量段时有着很好均匀性,因此稳定器前方的温度测量采用单点采集. 而稳定器后方的温度测量设置有 15 个采集点,用于获取温度场信息. 图 5 示意了稳定器前后总温采集点在流向垂直截面上的位置分布及总温测量靶的安装方式. 总温测量靶与稳定器试验件沿流向的位置关系如图 6 所示,其中 $L_1 = 420\text{ mm}$, $L_2 = 680\text{ mm}$. 在试验时,数据采集系统对前后总温测量靶的 16 个温度数据进行 10 次/s 的采集与存储.

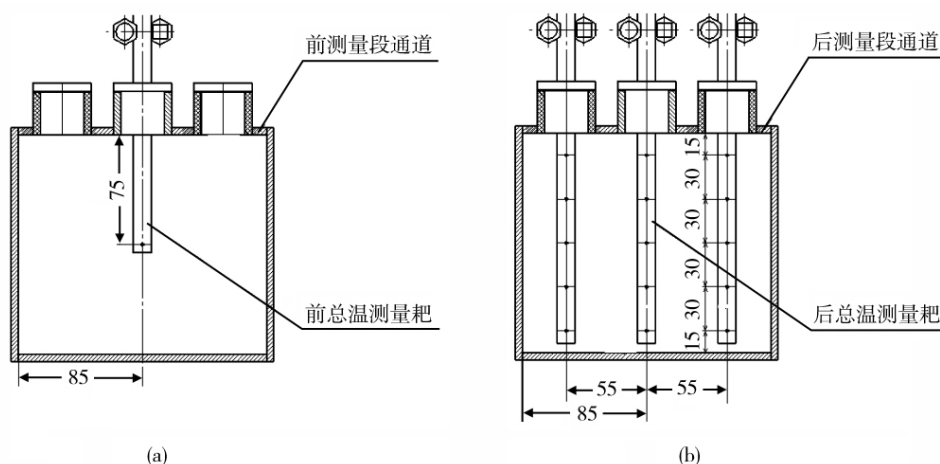


图 5 温度采集点在垂直截面上的位置分布(单位:mm)

Fig. 5 Positions of temperature acquisition points on vertical cross-section (unit:mm)

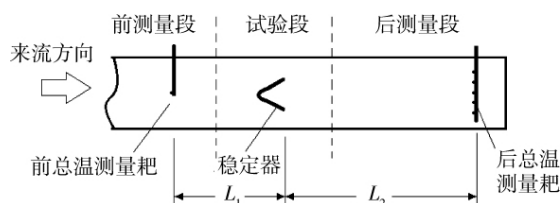


图 6 总温采集点流向位置分布

Fig. 6 Positions of temperature acquisition points in flow direction

1.3 喷油及点火

如图 7 所示,试验采用 1 个直射式喷油杆逆向喷射对稳定器进行供油,喷油杆上开有 3 个孔径为 0.7 mm 的燃油喷射孔,喷油杆距离稳定器前端的距离 D_1 为 20 mm. 试验采用高能电火花点火器进行稳定器点火,点火杆垂直安装于稳定器尾缘后回流区附近的试验段侧壁. 点火位置与稳定器尾缘的水平距离 D_2 为 32 mm(尾缘槽宽 40 mm 时). 电火花能量为 5 J,火花频率为 3~6 次/s.

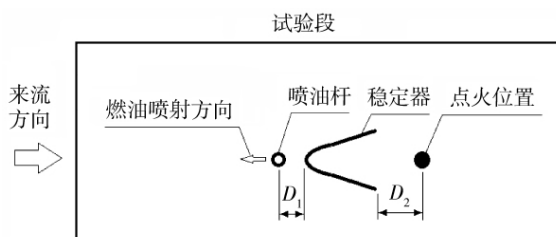


图 7 喷油及点火位置

Fig. 7 Positions of fuel injector bar and igniter

1.4 试验工况

本次试验中,试验段入口处来流马赫数范围为 0.14~0.19、温度范围为 430~530 K,使用航空煤油 RP-3 作为燃料,稳定器供油流量的变化

范围为 3.0~13.0 g/s,试验压力为常压.

2 试验结果及分析

本文以燃烧效率来反应稳定器的燃烧性能,燃烧效率通过温升法来计算,计算公式如下:

$$\eta_c = \frac{\Delta T_{pr}}{\Delta T_{th}}$$

其中 η_c 为燃烧效率; ΔT_{pr} 为实际温升; ΔT_{th} 为理论温升. 实际温升采用燃烧试验段前后温升,在计算时,稳定器后方温度采用测试截面 15 点温度的质量流量平均值;理论温升通过能量平衡关系查表迭代计算得到.

本文以稳定器尾缘槽宽与整流罩最大宽度比 w/h 来描述稳定器的几何特征.

2.1 固定工况下几何变化对燃烧性能的影响

试验固定来流温度 $T_0 = 530$ K、来流马赫数 $Ma = 0.16$ 、稳定器供油流量 $m_f = 10$ g/s. 将稳定器槽宽固定在 40 mm 进行点火,点火成功后将槽宽增大到 48 mm,待燃烧稳定后,通过软件控制稳定器槽宽以 1 mm 为步进距离自动减小至 4 mm. 测试系统在整个变化过程中实时采集稳定器前后温度信息. 试验结果图 8 所示,图中横坐标为 w/h ,纵坐标为稳定器燃烧效率 η_c .

从图 8 中可以看到随着 w/h 从 2.00 逐渐减小, η_c 平缓上升,当 w/h 减小到 1.25 附近时, η_c 出现了一个急剧的下降过程,然后逐渐趋近于 0. 很明显,在 w/h 变化到 1.25 附近时稳定器熄火,我们需要重点关注的是稳定器在熄火前 η_c 随 w/h 的变化关系,可以看到当 w/h 从 2.00 变化到 1.25 时, η_c 从 90% 缓慢上升,最大值出现在 $w/h = 1.33$,为 96%. 值得注意的是:对于本试验件,在

试验工况下,稳定器燃烧效率的最高点并不是出现在稳定器尾缘槽宽的最大值处($w/h=2.00$),而是出现在小于最大值的某个位置($w/h=1.33$).初步认为这是因为:燃烧效率是多个因素共同作用的结果,对于本试验系统,随着稳定器 w/h 的减小,稳定器后方的流场结构、回流区大小、尾缘附近的气流速度、稳定器的集油率^[14]、燃油在尾缘处的二次雾化^[15]等因素都发生了相应的变化,而这些变化对燃烧的影响各不相同,因此存在一个最佳的 w/h 值,在该点稳定器的燃烧效率最高.对于该现象,有待于做进一步深入研究.

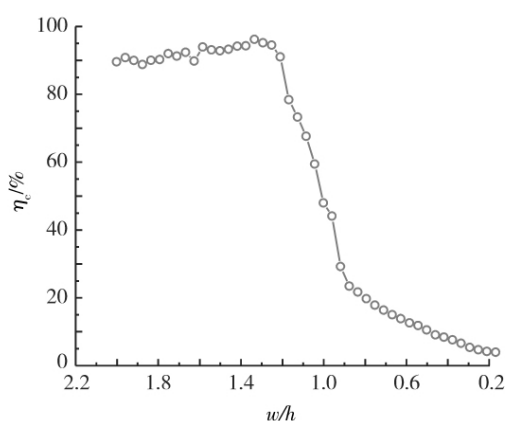


图 8 η_c 随 w/h 变化关系

($T_0=530\text{ K}; Ma=0.16; m_f=10\text{ g/s}$)

Fig. 8 η_c changes with w/h

($T_0=530\text{ K}; Ma=0.16; m_f=10\text{ g/s}$)

2.2 不同来流温度下几何变化对燃烧性能的影响

本节的试验方法和分析方法与上节相同,但选择了 2 个不同的来流温度 T_0 进行对比试验,得到不同来流温度下稳定器几何变化对燃烧效率的影响.试验固定 $Ma=0.16, m_f=10\text{ g/s}$,选取 $T_0=430, 530\text{ K}$.如图 9 所示($T_0=530\text{ K}$ 所对应的曲线在上节已经分析,这里用作对比),可以看出:与 $T_0=530\text{ K}$ 相比较, $T_0=430\text{ K}$ 对应着较低的燃烧效率,这是因为来流温度降低不利于燃油的雾化和蒸发,同时也降低化学反应速率,从而使燃烧效率降低.从变化规律看,当 w/h 从 2.00 减小到 1.25 时, η_c 从 21% 上升到 28% 然后回落到 23%,最大值出现在 $w/h=1.46$;与 $T_0=530\text{ K}$ 相似,曲线在 $w/h=1.25$ 附近出现大幅下降,在该点出现熄火.这说明在本试验的工况下,对于不同的来流温度,在稳定器处于燃烧状态时,稳定器的几何变化对燃烧效率的影响不同,但熄火位置相同.

2.3 不同来流速度下几何变化对燃烧性能的影响

试验保持 $T_0=500\text{ K}, m_f=10\text{ g/s}$,选取 $Ma=$

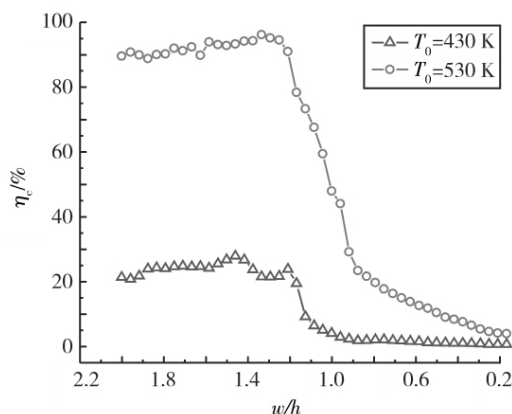


图 9 η_c 随 w/h 变化关系 ($Ma=0.16, m_f=10\text{ g/s}$)

Fig. 9 η_c changes with w/h ($Ma=0.16, m_f=10\text{ g/s}$)

0.14, 0.19 两个来流马赫数进行试验,试验结果如图 10 所示.首先, $Ma=0.14$ 所对应的数据曲线有着较高的燃烧效率,这主要因为 2 组试验采用相同的燃油流量,较小的来流速度下燃烧区有着更高的油气比.其次,从数据曲线的变化规律来看, $Ma=0.19$ 所对应的数据曲线,当 w/h 从 2.00 减小到 1.25 时, η_c 从 57% 上升到 64%,最大值出现在 $w/h=1.29$,曲线在 $w/h=1.25$ 附近出现大幅下降,在该点熄火. $Ma=0.14$ 所对应的数据曲线,当 w/h 从 2.00 减小到 1.25 时, η_c 从 88% 上升到 94%,但是当 $w/h < 1.25$ 后并没有急剧地下降到零点附近,而是在 1.25 到 0.67 之间有 1 个较为缓慢的下降过程,在该过程 η_c 从 94% 下降到 51%.说明在该工况下, $w/h < 1.25$ 时并没有发生熄火,熄火发生在 $w/h=0.67$ 附近.因此,通过不同来流速度下的试验可以得到以下结论:在本试验所选择的工况中,较小的来流速度下,稳定器熄火时的 w/h 值变小;与高来流速度不同, w/h 的变化对 η_c 的影响规律可分为 3 个过程, $w/h=2.00$ 到 $w/h=1.25$ 之间 η_c 平稳升高, $w/h=1.25$

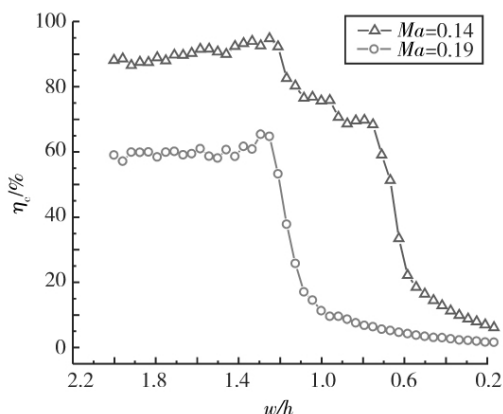


图 10 η_c 随 w/h 变化关系 ($T_0=500\text{ K}, m_f=10\text{ g/s}$)

Fig. 10 η_c changes with w/h ($T_0=500\text{ K}, m_f=10\text{ g/s}$)

到 $w/h=0.67$ 之间 η_c 随着 w/h 的减小而降低, $w/h<0.67$ 熄火 η_c 降到 0.

2.4 燃烧状态及火焰结构

从上文对 4 个工况下的试验结果可看出, w/h 从 2.00 减小到 1.25 这个阶段, 燃烧效率均在较小的幅度内变化, 工况不同变化的规律有所不同, 当 $w/h<1.25$ 时, 稳定器在 3 个试验工况下均熄火. 而在 $Ma=0.14$ 的试验工况下未熄火, 燃烧效率随着 w/h 的减小而减小, 当 $w/h<0.67$ 时熄火. 下面通过试验视频截图并结合燃烧效率曲线的 3 个变化过程, 重点分析 $Ma=0.14$ 工况下的燃烧状态与火焰结构.

图 11 是本次试验燃烧图像采集区域的示意

图, 图像采集区域为稳定器尾缘后方回流区. 图 12 为不同 w/h 下的燃烧图像, 通过上文的分析可以认为, 第 1 个过程为稳定燃烧过程, 图 12(a) 显

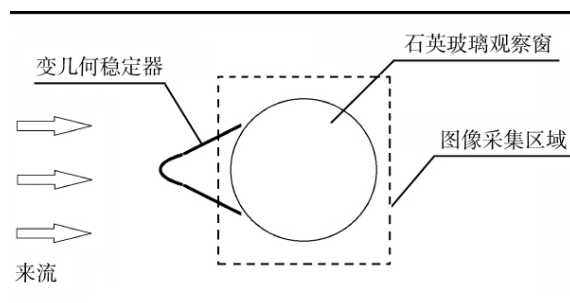


图 11 燃烧图像采集区域

Fig. 11 Region of image acquisition

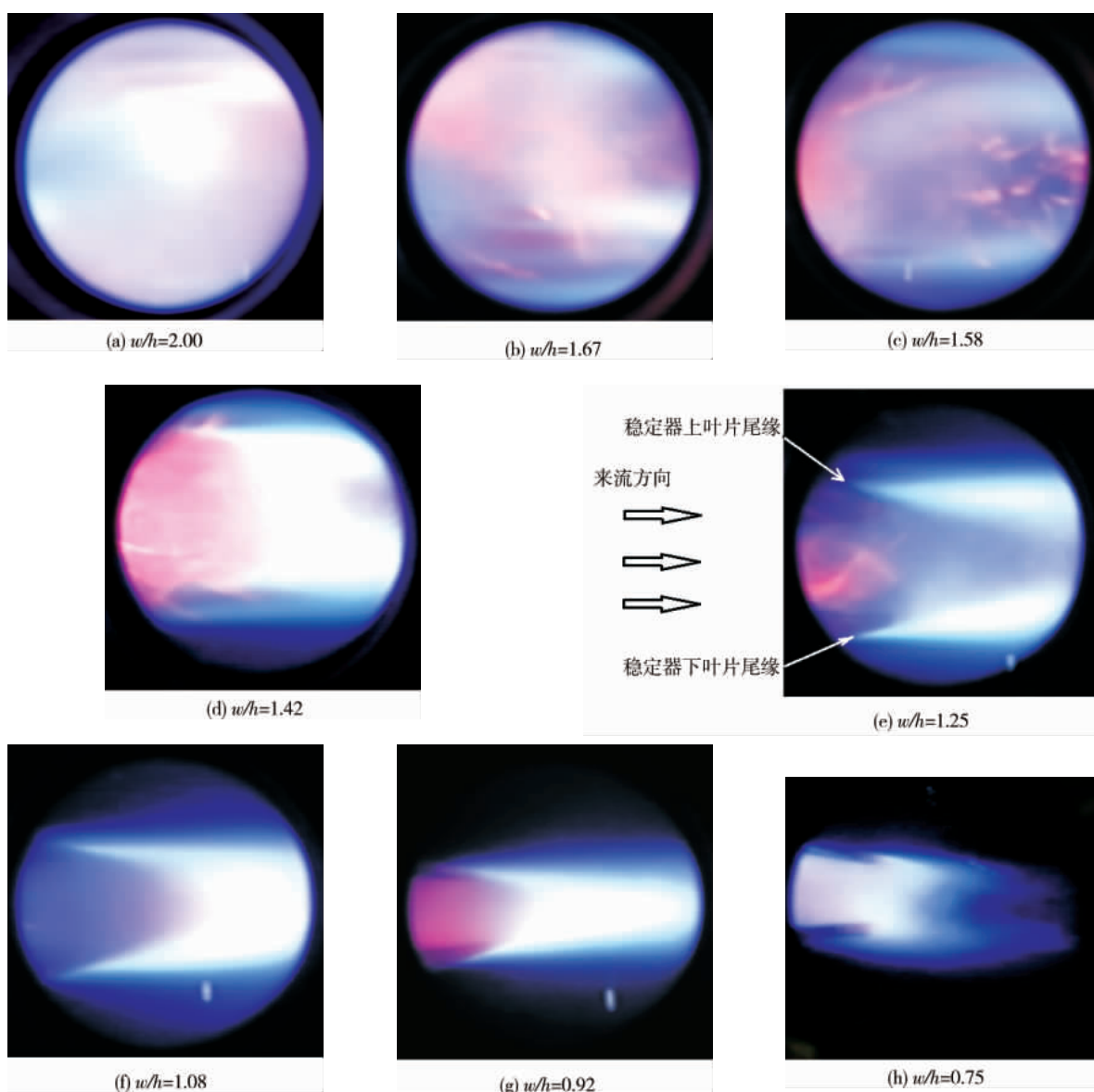


图 12 不同 w/h 下的燃烧图像 ($T_0=500\text{ K}$, $Ma=0.14$, $m_t=10\text{ g/s}$)

Fig. 12 Combustion images at different w/h ($T_0=500\text{ K}$, $Ma=0.14$, $m_t=10\text{ g/s}$)

示了 $w/h=2.00$ 时的燃烧状态, 主要特征是: 稳定器回流区充满较均匀的蓝白色火焰. 随着槽宽的减小, 该燃烧状态持续到 $w/h=1.75$, 而当 w/h 减小到 1.67 时, 回流区的火焰颜色开始呈现出现红色, 但仍较为均匀, 如图 12(b) 所示. 而当 w/h 减小到 1.58 时, 见图 12(c), 可以清楚地地在图像上看到稳定器上下尾缘各挂有 1 条蓝白色火焰面, 而在 2 条蓝白色火焰面之间的回流区中出现颜色不均匀的红色火焰. 随着槽宽的继续减小, 2 条蓝白色火焰面之间的红色火焰区域开始减小, 向稳定器方向回缩. 当 $w/h=1.25$ 时, 如图 12(e) 所示, 回流区内的红色火焰仅在上下叶片之间有少量的残余, 而上下尾缘后的两道蓝白色的火焰面非常明显. 至此, 第 1 个过程结束, 从图像中看到火焰的颜色和布局发生了改变, 此过程中稳定器的燃烧效率缓慢上升. 当稳定器尾缘槽宽继续减小, 稳定器上下叶片之间的红色火焰消失, 只有尾缘后的两道蓝白色火焰, 进入第 2 个过程, 燃烧图像如图 12(f)~图 12(h) 所示, 通过图像可以看出, 在这个过程中, 上下 2 条蓝白色火焰在尾缘后接触并融合, 融合后火焰的宽度随着 w/h 的减小而减小. 当 w/h 减小到 0.67 附近时, 蓝白色火焰消失稳定器熄火, 效率曲线进入第 3 个过程.

通过对本文其他 3 个工况的燃烧视频分析可知, 当 w/h 从 2.00 到 1.25 之间变化时, 回流区的燃烧图像基本与 $Ma=0.14$ 工况相同, 但是当 $w/h<1.25$ 时, 伴随着回流区的红色火焰消失, 稳定器随后熄火, 并未出现 $Ma=0.14$ 的试验工况下继续燃烧的现象.

2.5 出口温度分布

图 13 是 $T_0=530\text{ K}$, $Ma=0.16$, $m_t=10\text{ g/s}$ 工况下稳定器不同几何形状所对应的燃烧段出口温度沿垂直方向的分布(水平方向取算术平均). 通过上文的分析可知, 该工况下, 当 $w/h<1.25$ 时发生熄火, 因此只在图里列出了 1.25 以上的 3 组数据($w/h=1.33, 1.66, 2.00$). 可以看出: 对于稳定器不同的几何形状, 出口温度呈抛物线状分布, 越接近出口中心温度越高; 形状的变化对于边缘温度的影响较小, 出口中心温度的变化幅度大于边缘位置; 在燃烧过程中, 随着 w/h 的减小, 火焰张角减小, 中心温度不断的增大, 温度分布均匀性降低.

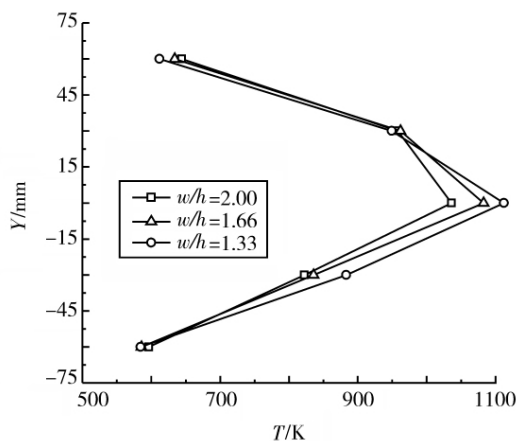


图 13 出口截面的温度分布(垂直方向)

($T_0=500\text{ K}$, $Ma=0.16$, $m_t=10\text{ g/s}$)

Fig. 13 Exit temperature distribution
(vertical direction)

($T_0=500\text{ K}$, $Ma=0.16$, $m_t=10\text{ g/s}$)

3 结 论

本文对一种基于 V 型火焰稳定器的槽宽几何可变火焰稳定器试验件进行了燃烧试验研究, 重点描述了稳定器几何变化对燃烧效率的影响, 并进一步通过燃烧图像呈现了几何变化下稳定器尾缘后方近场的不同燃烧状态和火焰结构, 主要得到以下结论:

1) 对于该型稳定器试验件, 在本文所采用的试验工况下, 随着几何形状的改变, 稳定器的燃烧效率呈现一定幅度的变化, 不同工况下变化规律不同.

2) 对于该型稳定器试验件, 在多个试验工况下, $w/h=1.25$ 都表现出其特殊性, 在该点前后的燃烧状态发生明显的改变.

3) 在 $Ma=0.14$, $T_0=500\text{ K}$, $m_t=10\text{ g/s}$ 工况下的燃烧试验中, 随着 w/h 的减小, 以 $w/h=1.25$ 为分界点出现 2 种较为稳定的燃烧状态, 且几何变化对两种燃烧状态的影响不同.

4) 随着 w/h 的减小, 出口温度分布的中心温度在不断的增大, 分布的均匀性降低.

参考文献:

- [1] 高歌, 宁槐. 沙丘驻涡火焰稳定性的理论及试验研究[J]. 工程热物理学报, 1982, 3(1): 89-95.
GAO Ge, NING Huang. Theoretical and experimental study in stability of the barchan dune vortex flame[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1982, 3(1): 89-95.

- (in Chinese)
- [2] 杨茂林,全中,白兴艳,等.尾缘吹气式火焰稳定器试验研究[J].航空动力学报,1998,13(2):185-188.
YANG Maolin, QUAN Zhong, BAI Xingyan, et al. Experimental investigation on EBMC flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 185-188. (in Chinese)
- [3] 张洪滨,王纪根.双V型火焰稳定器的研制和应用[J].推进技术,1994,15(1):38-43.
ZHANG Hongbin, WANG Jigen. Development and application of double V type flame stabilizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(3): 38-43. (in Chinese)
- [4] 韩后祥,刘洪,王方,等.开孔沙丘驻涡火焰稳定器总压损失的试验研究[J].推进技术,1999,20(4):82-85.
HAN Qixiang, LIU Hong, WANG Fang, et al. Experimental investigation on total pressure loss of vortex flame holder with holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(4): 82-85. (in Chinese)
- [5] 刘鸿,王方,王家骅.特种V型蒸发式火焰稳定器的低压性能试验研究[J].江苏工业学院学报,2004,15(1):12-14.
LIU Hong, WANG Fang, WANG Jiahua. Experimental study of the performance of special evaporating V-gutter flame-holder at low pressure[J]. Journal of Jiangsu Polytechnic University, 1999, 32(4): 82-85. (in Chinese)
- [6] 郑殿峰,张会强,林文漪,等.带U型槽射流缝隙式稳定器燃烧性能的试验研究[J].航空动力学报,2003,18(6):808-812.
ZHENG Dianfeng, ZHANG Huiqiang, LIN Wenyi, et al. Experimental investigation of combustion performance of U-type flame holder[J]. Journal Of Aerospace Power, 2003, 18(6): 808-812. (in Chinese)
- [7] 杜一庆.高温、低阻、高效加力燃烧室火焰稳定器机理研究[D].武汉:华中科技大学,2005.
DU Yiqing. Mechanism investigation on aircraft afterburner flameholder of high efficiency, low drag and high temperature resistance[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2005. (in Chinese)
- [8] Eugene L, Caleb N C, John T C, et al. Novel carbureted flame holder for improved afterburner stability[R]. AIAA 2008-98, 2008.
- [9] Eric C, Rrederic P E, Gerard E A J. Variable geometry flame retention device for turbomachine after-burner; UK, GB2264554A[P]. 1993-01-09.
- [10] Robert H R, Bruno G L, Jack L R. Element de montage d'aubes; France, FR2522362A1, [P]. 1983-02-22.
- [11] Richard R, Charles T S, Arthur P A. Ispositif de montage d'aube a pas variable; France, FR2312673A1, [P]. 1976-05-26.
- [12] Jean G, Marc F B, Denis J M. Disposltlf de reglage de la perte de charge d'au moins un des flux dans un turboreacteur multiflux; Europeen, EP0094296A1, [P]. 1983-03-05.
- [13] LIU Yang, JIN Jie, WANG Huiru, et al. Experiment of drag characteristics of a novel variable geometry flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power. 2011, 26(11): 2485-2494.
- [14] 顾善建,杨茂林,吴继平,等.油珠在火焰稳定器表面的溅跳雾化及集油率测量[J].推进技术,1987,8(5):27-34.
GU Shanjian, YANG Maolin, WU Jiping, et al. Splashing atomization and collecting rate measurement of fuel droplets on flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 1987, 8(5): 27-34. (in Chinese)
- [15] 杨茂林,黄勇,顾善建,等.燃油在稳定器尾缘的二次雾化研究[J].航空动力学报,1992,7(1):61-64.
YANG Maolin, HUANG Yong, GU Shanjiang, et al. Study on secondary atomization of liquid fuel at the lip of the flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(1): 61-64. (in Chinese)