

双支板超燃燃烧室上游支板喷注位置的影响

田亮, 徐旭, 朱韶华

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 在双支板超燃燃烧室的直连试验中,以液体煤油为燃料,针对上游支板上的3个喷注位置对燃烧的影响进行了研究.在试验过程中获得了壁面压力数据,并通过一维冲量分析法处理.试验结果表明:煤油在两支板同时喷注时,热力喉道的位置受上游支板喷注位置显著影响.在上游支板的3个喷注位置中,第1,2位置分别喷注时超燃燃烧室压力分布基本相同,与第3位置喷注相比燃烧效率高6.3%~7.5%,内推力高16.7%~17.4%.试验的结果表明,在第1位置喷注时燃料能够在上游维持燃烧,但第3位置喷注时燃料无法在上游维持燃烧.结合数值仿真的结果分析,上游支板上的喷注位置到支板尾缘的距离 $L \geq 80$ mm时,燃料在支板尾缘处有较高的混合效率并形成稳定的燃烧.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 支板; 喷注位置; 热力喉道; 分级喷注

中图分类号: V233.3

文献标志码: A

Influence of injection location on upstream struts in a dual-struts supersonic combustor

TIAN Liang, XU Xu, ZHU Shao-hua

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Directly-connected test on dual-struts supersonic combustor fueled by liquid kerosene was made to test the influence of three different injection locations in upstream strut on combustion. The wall pressures were processed by one-dimensional impulse analysis method. Results showed that the position of thermal coking was influenced by the injection location in the upstream strut. Moreover, when fuel was injected respectively from the first and the second positions in upstream strut, the wall pressure distributions were nearly the same, but 6.3%–7.5% and 16.7%–17.4% higher than from the third injection location in combustion efficiency and in thrust separately. Test results showed that fuel injected from the first injection position in the upstream strut could hold steady combustion but couldn't do from the third one. The results of simulation showed that the fuel had a high mixing efficiency with the air combusted steadily when the $L \geq 80$ mm, where L was the distance between injection position and trail of strut.

Key words: scramjet engine; struts; injection position; thermal coking; staged injection

超燃冲压发动机是目前高超声速飞行的首选动力装置,其技术发展对高超声速飞行器的发展具有重要意义.通过改变超燃燃烧室型面来实现模态的过渡会使发动机的结构复杂,质量增加.这

对于净推力本来就极为有限的超燃冲压发动机是不利的.利用“热壅塞喉道+预燃激波串”的气动原理在固定的几何通道内实现模态转换,已经得到了较为一致的认可.利用热力壅塞,可以在不改

变超燃燃烧室几何型面的条件下,实现气流亚、超声速之间的转变^[1].

分级喷注可以通过改变燃料的喷注位置、喷注形式以及喷注量来控制释热的分布和大小,是控制热力壅塞的有效途径^[2].由于发动机尺寸的限制,一般的喷注只有上、下游两级.对于分级喷注研究的报道有很多,其中日本 Sadatake 等人的研究尤为突出.他们以氢燃料双模态发动机为基础,应用了支板和壁面两种喷注形式,研究了当量比分配、喷注形式、级间距离等对燃烧室性能的影响.结果表明,上游采用支板喷注会得到更高的推力增益和燃烧效率^[3-5].从公布的试验结果看,热力壅塞的位置会随着喷注位置、喷注量等一些因素发生明显的改变. Sadatake 等人对于上游支板喷注的研究,仅涉及到支板喷注或壁面喷注这些喷注形式的改变,没有涉及到喷注位置的改变.德国近几年也对分级喷注进行了试验和数值研究,同是采用上游支板喷注,下游壁面喷注的组织形式,但重点关注的是上游支板喷注和尾缘形式^[6-7].

国内也对支板超燃冲压发动机进行了相关的研究^[8-14].中国航天科工集团公司第三十一研究所研究了支板凹腔组合发动机,结果表明,支板喷注与支板凹槽组合稳焰的燃烧组织方式可以实现低飞行马赫数范围($Ma_\infty = 4 \sim 5$)液体碳氢

燃料的可靠点火与稳定燃烧,并获得较好的燃烧性能^[15].西北工业大学的研究中,将支板引入 RBCC(火箭基组合循环发动机)燃烧室,利用其能够使燃料与主流充分混合的优势,控制热力壅塞.结果表明,发动机在亚燃模态下燃烧组织应尽可能地使热力喉道处于超燃燃烧室较后位置,使燃料在超燃燃烧室高压区内充分燃烧释热,从而提高其燃烧效率^[14,16].

本文通过直连试验,研究了上游支板上燃料喷注位置对超燃燃烧室性能的影响,并通过动态的试验和数值仿真的结果分析了其中的原因.

1 试验介绍

1.1 试验设备

试验在直连试验台上进行,模拟飞行马赫数为 5.0,飞行高度为 20 km.模型超燃燃烧室的隔离段入口马赫数为 2.0.为了达到这一条件,采用氢气燃烧型空气加热设备,模拟试验所需的总温为 1231 K,总压为 0.87 MPa.试验中补充燃烧氢气所消耗的氧气,保证燃烧产物中的氧气的摩尔分数为 21%.通过热力计算,此工况下的加热器的燃烧产物中的 H_2O 的摩尔分数为 12.8%.

试验用模型超燃燃烧室见图 1.超燃燃烧室采用单边扩张形式,两级支板分别安装在上、下

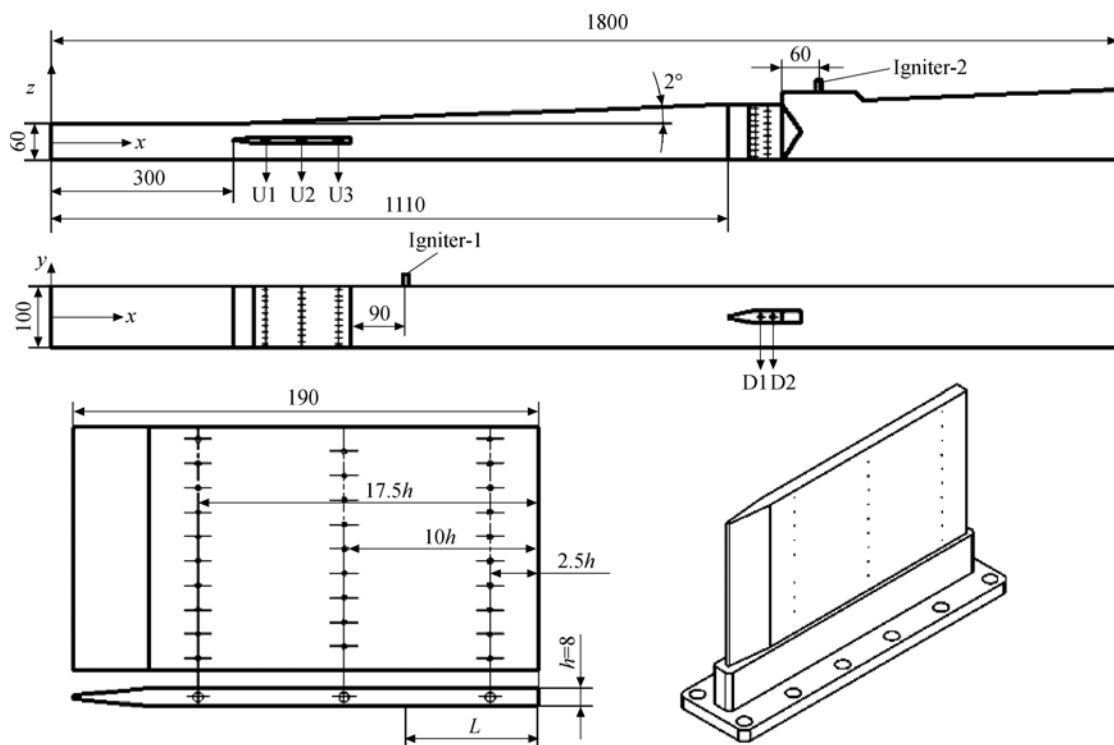


图1 模型超燃燃烧室和上游支板结构尺寸(单位:mm)

Fig.1 Configurations and sizes of the model supersonic combustor and the upstream strut (unit:mm)

游,呈十字交叉布置,即两级支板在流向(x 轴正向)的投影呈十字型,目的是使燃料更有效地与主流进行掺混.第 1 级支板较薄较长,分布有 3 个喷注位置,从上游到下游依次为 U1, U2, U3,它们到支板尾缘的距离依次为 140, 80, 20 mm. 其中 U1, U3 位置分别有 20 个喷孔(每侧 10 个), U2 位置有 18 个喷孔(每侧 9 个), U2 与 U1, U3 位置的喷孔错位布置. 第 2 级支板较短较厚,分布有两个喷注位置,分别为 D1, D2. 其中 D1 位置分布 18 个喷孔(每侧 9 个), D2 位置分布 16 个喷孔(每侧 8 个),两排喷孔错位布置. 喷孔直径都为 0.4 mm. 在第 2 级支板后的扩张侧布置了一个长深比为 6 的凹腔,深度为 20 mm,用于稳定火焰. 在两个支板的下游各布置了一个点火器,试验中两个点火器同时工作.

1.2 试验过程

试验过程中的主要测点的压力-时间曲线如图 2 所示,其中只有壁面压力值对应右侧纵坐标. 首先, $t=1.8$ s 时点火器工作,此时氢气、氧气和空气的供应阀门打开. $t=2.0$ s 时加热器建压,此时打开上、下游支板的煤油阀. $t=2.2$ s 时超燃燃烧室开始建压, $t=2.6$ s 时超燃燃烧室压力达到稳定. $t=3.2$ s 时点火器关闭,此后超燃燃烧室进入稳定工作状态. $t=6.2$ s 时依次关闭煤油、氢气、氧气、空气等阀门并吹除管路. 吹除结束后试验停车. 下文提及的一些试验会涉及到喷孔供油的启动和关闭,这些动作会在 $t=4.2$ s 和 $t=5.2$ s 时刻进行,以保证动作前后会有 1.0 s 左右的稳定时间.

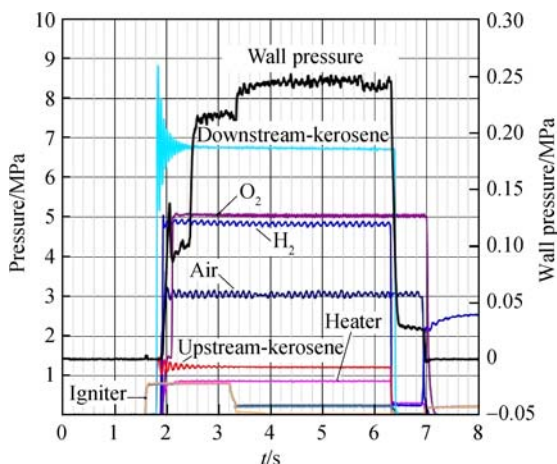


图 2 主要测点的压力-时间曲线

Fig. 2 Pressure-time curves of main measurement points

1.3 数据处理

超燃冲压发动机地面试验中, 流场信息的获取技术也是其研制过程中的一个难点. 目前, 最准确也是最通用的流场信息就是壁面压力. 从压力数据获得其他的流场信息, 必须将压力数据进行处理, 本文采用的是一维冲量分析方法. 该方法是将壁面压力分布、燃烧室流向截面积变化和质量流量作为输入参数, 通过求解状态、马赫数、连续、动量、冲量、总温和总压方程, 得到流场中的其他参数.

燃烧效率 η_c 由下面的公式计算:

$$\eta_c = Q / (\dot{m}_f q) \quad (1)$$

其中 Q 为燃料的实际放热量, 通过气流的总温获得; q 为燃料热值; $\dot{m}$ 为质量流量, 下标 f 代表燃料.

燃烧室的内推力 F 通过进出口的冲量差计算得到, 如式(2)所示

$$F = (\dot{m}_o V_o + p_o A_o) - (\dot{m}_i V_i + p_i A_i) \quad (2)$$

其中 F 为燃烧室内推力, V 为气流速度, p 为压力, A 为燃烧室截面积. 角标 i 表示燃烧室入口, o 表示燃烧室出口.

2 试验结果及讨论

2.1 上游喷注位置的影响

试验中总当量比 $\phi=0.8$ 的条件下, 上游支板喷注当量比 $\phi_U=0.3$, 下游支板喷注当量比 $\phi_{D1}=0.5$. 下游支板喷注位置固定为 D1, 上游支板分别在 U1, U2 和 U3 位置进行喷注. 试验的壁面压力结果和一维冲量分析方法处理出的马赫数结果如图 3 所示, 图中 p_t 为总压.

图 3(a) 中燃料在 U1 位置喷注时, 压力抬升的起始位置已经进入隔离段, 位于喷注位置上游. 压力从起始点开始迅速上升并达到第 1 个峰值, 由此推断上游喷注的燃料在此处燃烧. 在两个支板间的区域内流道是渐扩的, 能够与该区域的燃烧释热匹配, 形成了近似等压的燃烧状态. 由于下游支板比较厚, 占据了整个流通面积的 1/5, 面积收缩使得气流压力骤然下降. 此后压力小幅度抬升是下游喷注的燃料燃烧释热造成的. U2 位置喷注时, 压力分布与 U1 基本相同.

当燃料在 U3 位置喷注时, 压力分布有明显的不同, 压力抬升的起始位置在上游的支板后, 在两支板间的区域压力是缓慢上升的. 压力峰值位置位于下游支板的前缘处. 由此推断, 上游喷注的

燃料没有在上游立即燃烧,而是在燃烧室下游与下游喷注的燃料一起燃烧。

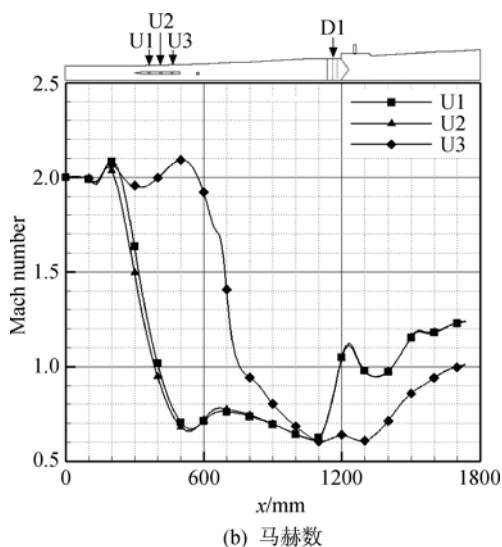
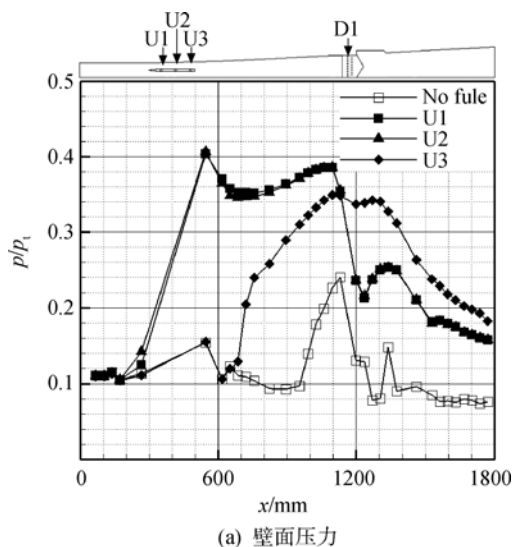


图3 上游支板不同喷注位置对应压力分布和
马赫数曲线 ($\phi_u=0.3, \phi_{D1}=0.5$)

Fig. 3 Wall pressure and Mach number distributions
of different injection positions in upstream strut
($\phi_u=0.3, \phi_{D1}=0.5$)

U_1, U_2, U_3 所对应的马赫数分布由一维冲量分析方法得到,如图3(b)所示.燃料从 U_1, U_2 位置喷注时, $x=380$ mm 的马赫数已经降低到 1.0. 此后,气流马赫数降低并维持在亚声速状态.从支板尾缘到凹腔这段很短的区域中,面积先收缩再扩张,因此亚声速气流流经这段区域后加速为超声速.在下游燃料燃烧的作用下,在凹腔的下游 $x=1420$ mm 处形成了一个热力喉道.在此之后随着流道面积的扩张,气流才逐渐加速并在出口达到超声速.

燃料从 U_3 位置喷注时,直到 $x=820$ mm 处马赫数才降至 1.0,并且在之后的很大一段区域里都处于亚声速状态,下游支板和凹腔处的马赫数最低为 0.6,由于下游支板上、下游的压差很小,所以气流未被加速为超声速.在凹腔下游气流开始加速,在 $x=1700$ mm 形成热力喉道.由于热力喉道靠近出口,导致出口马赫数仅有 1.03. 可见上游支板上燃料的喷注位置对燃烧室内的流动影响很大,比较显著的就是热力喉道的位置.

表1中的燃烧效率和内推力的统计可分析出上游喷注位置对发动机性能的影响.与 U_3 位置喷注相比, U_1, U_2 位置喷注的燃烧效率高 6.3%~7.5%,内推力高 16.7%~17.4%.从上面的分析可以看出,上游支板的燃料喷注位置对热力壅塞位置有着很大的影响.喷注位置从 U_2 变到 U_3 ,位置变化 60 mm,导致的热力喉道位置后移约 300 mm.这不但降低了燃烧效率,而且使得燃烧室出口马赫数降低,不利于气流的膨胀加速,降低了发动机的推力.

表1 燃烧效率和内推力

Table 1 Combustion efficiency and thrust

喷注位置	燃烧效率/%	内推力/N
U_1+D_1	87.7	1638
U_2+D_1	88.9	1647
U_3+D_1	81.4	1403

2.2 上游燃烧状态的试验研究

从文中第2.1节的分析中可以看出上游喷注位置变化对燃烧室压力的影响非常显著.本节通过动态试验的比较进一步分析其中的原因.

前文中有两个推断,即 U_1, U_2 位置喷注的燃料能够在上游立即燃烧, U_3 位置喷注的燃料无法在上游立即燃烧.为了进一步验证这个推断并且分析喷注位置对燃料燃烧的影响,本文设计了两组不同时序的试验,如图4中的I, II. 其中,带状的长度表示喷孔的喷油时间,“On”表示燃烧室处于燃烧状态,“Off”表示燃烧室处于熄火状态,燃烧状态可以通过观察视频中的燃烧室出口火焰和燃烧室压力判断.两组时序试验中,上游支板喷注当量比 $\phi_u=0.3$,下游支板 D_1 位置喷注当量比 $\phi_{D1}=0.5$.结果显示,只有时序I的最终保持燃烧状态.

图5给出了时序I在3个时间段内的壁面压力分布.在 $t=2.6\sim 3.2$ s 时间段内点火器工作,

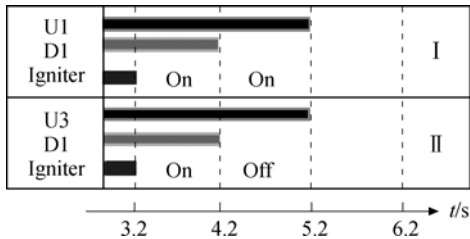


图 4 两组试验时序

Fig. 4 Two operation sequences for tests

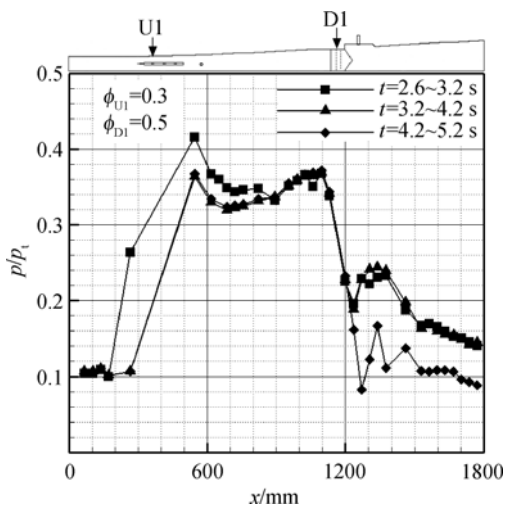


图 5 时序 I 在不同时间段的壁面压力分布

Fig. 5 Wall pressure distribution in different time sections of operation sequence I

由于其能量的加入,上游支板处的压力水平比其他两个时间段内的高.在 $t=3.2\sim 4.2$ s 时间段内点火器关闭,两支板同时供油,燃烧稳定,压力分布形态与前一时间段相似.在 $t=4.2\sim 5.2$ s 时间段内下游支板停止供油,与前一个时间段相比压力曲线仅在下游支板后有明显的下降,并且发动机出口仍有火焰.这个时序说明了两个问题:一是上游支板 U1 喷注的燃料能够独立维持燃烧;二是由此产生的压力分布不受下游燃烧的影响.

图 6 给出了时序 II 在 3 个时间段内的壁面压力分布.在 $t=2.6\sim 3.2$ s 时间段内点火器工作,上游支板 U3 位置喷注的燃料也被点燃,其压力分布与图 5 中此时间段压力相同.由此可见,上游点火器工作时喷注位置对压力分布没有影响.在 $t=3.2\sim 4.2$ s 时间段内点火器关闭,压力分布与前一时间段相比有了明显的区别.上游的压力峰消失,整个燃烧室仅在下游支板处压力最高.这表明此时上游支板喷注的燃料没有在当地立即燃烧,而是在下游与下游支板喷注的燃料一同燃烧.在 $t=4.2\sim 5.2$ s 时间段内下游支板停止供油,燃

烧室压力下降到与无油状态一致,燃烧室熄火.这说明仅上游支板 U3 位置喷注时,燃料没有在当地立即燃烧,而且也无法借助下游支板和凹腔的结构维持燃烧.

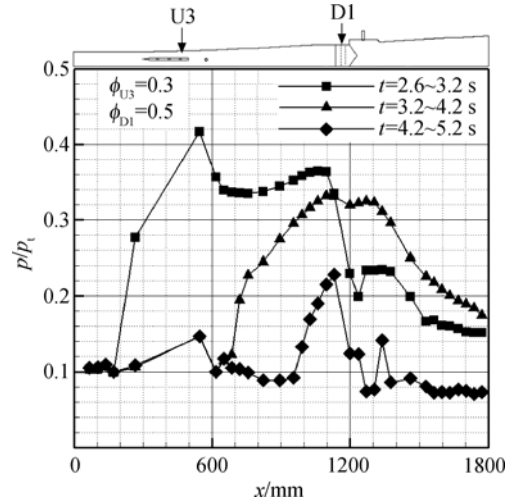


图 6 时序 II 不同时间段的壁面压力分布

Fig. 6 Wall pressure distribution in different time sections of operation sequence II

通过对时序 I, II 结果的分析可以看出,上游支板喷注的燃料能否维持稳定的燃烧直接影响燃烧室压力的分布,从而影响其性能. U1 位置喷注时,燃料能够在上游维持稳定的燃烧状态.而 U3 位置喷注时无法在上游维持稳定的燃烧.燃料若在上游燃烧,上游支板尾缘处是最有可能的火焰稳定区,原因有两点:一是在支板尾缘处有回流,利于火焰稳定;二是从燃烧室壁面压力分布判断,此处的压力最高,是释热集中的位置.由此判断,上游支板喷注的燃料能否形成稳定的燃烧与喷注位置到上游支板尾缘的距离有关.

2.3 上游燃料掺混的研究

基于文中第 2.2 节分析,上游喷注位置到支板尾缘距离不同带来的结果是燃料在支板尾缘处混合的效果不同.受到试验手段的限制,无法测量燃料的分布.因此,本文利用数值仿真的手段计算冷流掺混流场,并对支板尾缘处的掺混进行分析.

采用商业软件 FLUENT 中的有限体积法基于压力求解,湍流模型采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 的雷诺时均方法,离散项与流场耦合求解,粒子平均直径为 $12\mu\text{m}$.计算域为 $x=0\sim 700$ mm 之间的燃烧室,并以 $y=0$ mm 截面为对称面,计算实际构型的一半.采用结构化网格,壁面边界层网格加密处理,第 1 层网格厚度为 0.005 mm.冷态计算结果显示燃烧室主要区域壁

面第1层网格 y^+ 在 1~2.5 之间, 支板尖端略高, 如图 7 所示. 边界条件按试验条件给定, 质量流量为 1.614 kg/s (总流量的 1/2), 总温为 1231 K, 压力为 0.1 MPa, H_2O 的摩尔分数为 12.8%.

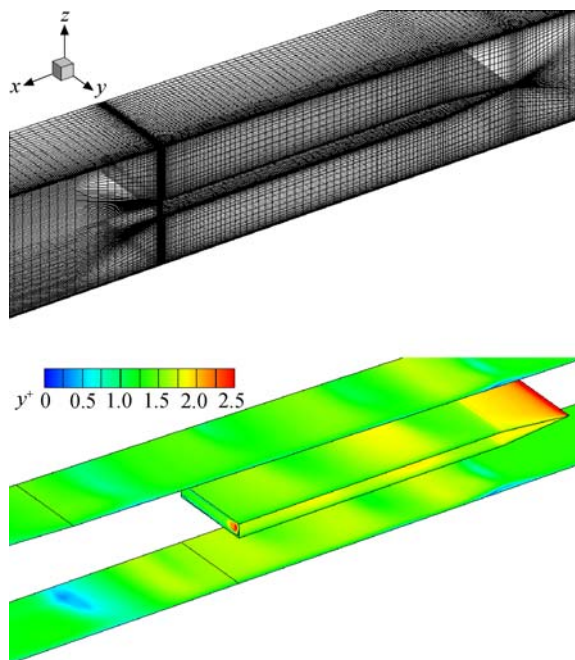
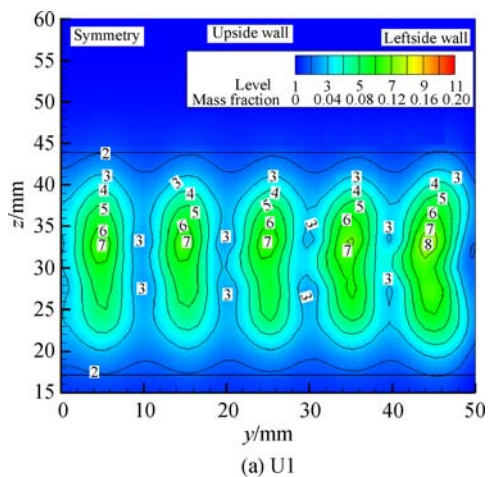


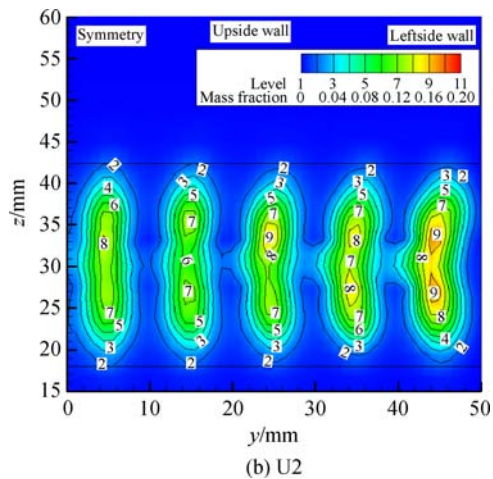
图7 计算域网格及壁面 y^+ 值

Fig. 7 Computational grid and y^+ plus of the wall

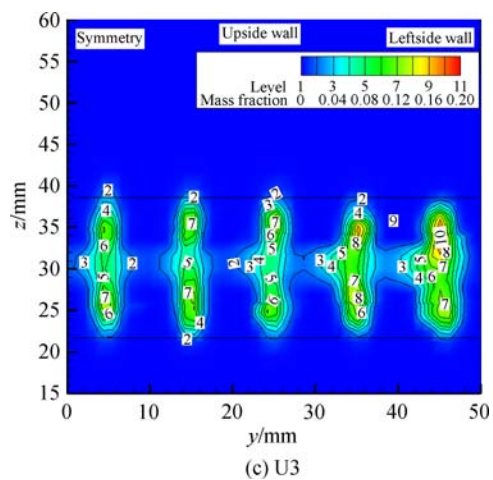
图 8 显示的是上游支板下游距离支板尾缘 5 mm 截面上 3 个喷注位置喷注时的煤油质量分数分布, 其中 $z=26$ mm 和 $z=34$ mm 为上游支板的两个侧面. 可以看出, 从 U1 到 U3, 喷注位置距支板尾缘越近, 煤油扩散的区域越小. 从 z 方向的扩散距离 (图 8 中两条水平直线间的距离) 来看, U1 喷注时为 27 mm, U2 喷注时为 24 mm, U3 喷注时为 17 mm. 从 y 方向的扩散程度来看, 仍然是 U1 喷注时燃料扩散得最好, U2 次之, U3 最差. 这是



(a) U1



(b) U2



(c) U3

图8 上游支板 3 个喷注位置对应的煤油质量分数云图

Fig. 8 Kerosene mass fraction contour of three injection positions in upstream strut

由于 U1 位置喷注时, 煤油到达截面位置所经历的蒸发和扩散的时间最长, 而 U3 喷注经历的时间最短.

为了考察燃料蒸发的程度, 本文定义了一个参数为蒸发效率 η_e , 表达式如下:

$$\eta_e = \frac{\int \omega \rho u dA}{\dot{m}_f} \quad (3)$$

其中 ω 为燃料质量分数; ρ 为密度; u 为 x 方向的速度. 实际的物理意义是气流中已经蒸发的燃料流量与总煤油流量的比值.

为了定量分析燃料的掺混情况, 本文采用文献[17]中定义的掺混效率 η_m^*

$$\eta_m^* = \frac{\int \omega_r \rho u dA}{\int \omega_p \rho u dA} \quad (4)$$

$$\omega_t = \begin{cases} \omega & \omega \leq \omega_s \\ \left(\frac{1-\omega}{1-\omega_s} \right) \omega_s & \omega > \omega_s \end{cases} \quad (5)$$

其中 ω_s 表示燃料和空气的化学当量质量分数. 这一定义不但能反映出燃料的掺混效果, 而且能反映出燃料的燃烧反应效率. 式(4)得到的掺混效率 η_m^* 为已蒸发的燃料的掺混效率, 喷入燃料总的掺混效率 η_m 应按下式计算:

$$\eta_m = \eta_m^* \eta_e \quad (6)$$

图 9 给出的是压比(出口压力与入口压力之比)为 1 的条件下上游支板 3 个喷注位置对应的掺混效率分布. 喷注位置到支板尾缘的距离用 L 表示. 从总体上看, U1 喷注($L=140\text{ mm}$)时掺混效率最高, U3 喷注($L=20\text{ mm}$)时掺混效率最低. 在支板尾缘处, U1, U2 喷注的掺混效率比较接近, 分别为 0.722 和 0.451, 而 U3 喷注时仅为 0.115.

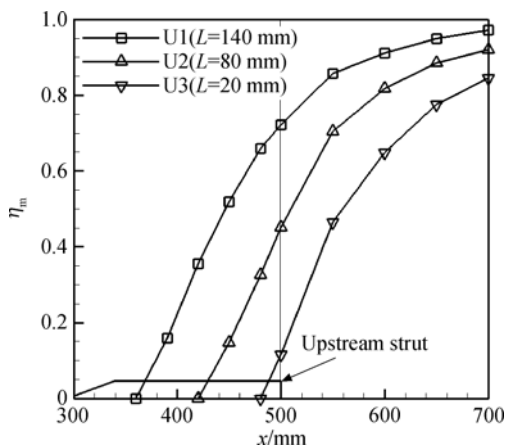


图 9 压比为 1 条件下上游支板 3 个喷注位置的掺混效率分布

Fig. 9 Mixing efficiency distribution of three injection positions in upstream strut with pressure ratio being 1

冷态的结果可以用来分析燃料掺混对点火的影响. 而在燃烧状态下的流场与冷态有很大不同, 对掺混也会产生很大的影响. 为了模拟燃烧带来的影响, 本文将计算域出口 ($x=700\text{ mm}$) 的压力提高到入口压力的 4 倍, 接近试验值. 并统计了该条件下的掺混效率, 如图 10. 可以看出, 提高压比后掺混效率有不同程度的提高. 在支板尾缘处, U1 和 U2 位置喷注的掺混效率分别为 0.821 和 0.801, 而 U3 喷注的掺混效率虽有提高, 但也仅为 0.301. 所以在时序 II 中, 点火器关闭后燃烧无法维持(图 6).

表 2 给出了支板尾缘处的掺混效率的统计结

果. 可以看出, 提高压比, η_e 有不同程度的提高, η_m^* 提高的幅度较小. U3 喷注时 $\eta_m^*=0.75$, $\eta_e=0.40$, 燃料蒸发的不充分是掺混效率低的主要原因. 所以, 利用支板尾缘处的回流区稳焰的前提是液态燃料在到达支板尾缘时能够充分的蒸发和掺混. 增大喷注位置到支板尾缘的距离可以使液态燃料在到达尾缘前更充分的蒸发和掺混. 从试验和仿真的结果看, $L=80\text{ mm}$ 即达到了上游支板的稳焰条件.

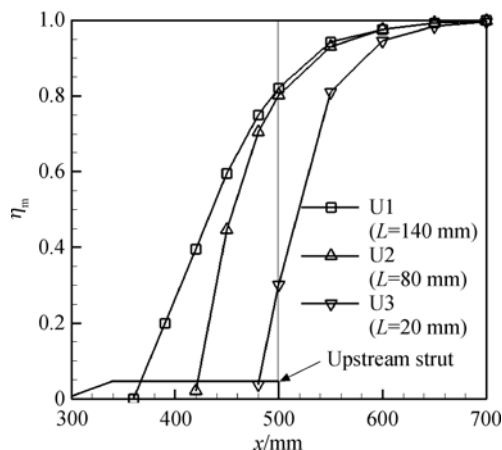


图 10 压比为 4 条件下上游支板上 3 个喷注位置的掺混效率分布

Fig. 10 Mixing efficiency distribution of three injection positions in upstream strut with pressure ratio being 4

表 2 支板尾缘处的掺混效率

Table 2 Mixing efficiency at the trail of strut

喷注位置	压比	η_e	η_m^*	η_m
U1	1	0.80	0.90	0.72
	4	0.87	0.94	0.82
U2	1	0.61	0.74	0.45
	4	0.84	0.95	0.80
U3	1	0.17	0.69	0.12
	4	0.40	0.75	0.30

3 结 论

本文利用双支板燃烧室, 进行了液态煤油喷注的直连试验, 研究了上游支板喷注位置对燃烧的影响, 并利用数值仿真得到的结果分析了原因. 从试验和仿真的分析中可以得到如下结论:

1) 上游支板上燃料喷注位置对燃烧室性能影响显著. 从 U2 到 U3, 仅 60 mm 的位置变化, 能

够使热力喉道位置发生 300 mm 左右的变化. 采用 U1, U2 位置喷注比 U3 位置喷注的燃烧效率高 6.3%~7.5%, 内推力高 16.7%~17.4%.

2) 试验的结果表明, 上游支板喷注的燃料能否燃烧直接影响到燃烧室的性能. 在 U1 位置喷注时, 燃料能够在上游维持燃烧, 且不受下游燃烧的影响; U3 喷注时, 燃料无法在上游维持燃烧.

3) 从仿真的结果看, 上游支板上的喷注位置到支板尾缘的距离 L 越大燃料在支板尾缘处扩散越均匀, 掺混效率越高. 综合试验与仿真的结果, 当 $L \geq 80$ mm 时, 燃料在支板尾缘处能够维持稳定的燃烧.

参考文献:

- [1] 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. 力学进展, 2013, 43(5): 449-471.
YU Gang, FAN Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion[J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(5): 449-471. (in Chinese)
- [2] ZHANG Taichang, YUAN Yueming, LI Jianguo, et al. Characteristics of a supersonic model combustor with two-staged injections of supercritical kerosene [R]. AIAA-2012-3762, 2012.
- [3] Sadatake T, Atsuo M, Kenji K, et al. Effects of injection scheme on performance of a staged supersonic combustor [R]. AIAA 99-2107, 1999.
- [4] Sadatake T, Atsuo M, Kenji K, et al. Combustion tests of a staged supersonic combustor with a strut[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 293-300.
- [5] Sadatake T, Kan K, Kenji K, et al. Distributed injection for performance improvement of a supersonic combustor with multi-staged wall injections[R]. AIAA-2003-6991, 2003.
- [6] Vellaramkalayil J J, Scheuermann T, von Wolfersdorf J. analysis of a two-staged supersonic combustion chamber using experiments and simulations[R]. AIAA-2011-2247, 2011.
- [7] Sirka F, Andreas H, Hans P K. The investigations on multi-stage supersonic combustion in a model combustor [R]. AIAA-2011-2332, 2011.
- [8] 刘世杰, 潘余, 刘卫东. 超燃冲压发动机支板喷射燃料的燃烧过程试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 55-59.
LIU Shijie, PAN Yu, LIU Weidong. Experimental study on the combustion and flow process in a scramjet with strut injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 55-59. (in Chinese)
- [9] 刘世杰, 潘余, 刘卫东. 带支板超燃冲压发动机燃烧流动过程试验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 166-172.
LIU Shijie, PAN Yu, LIU Weidong. Combustion tests of a scramjet combustor with a strut[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(1): 166-172. (in Chinese)
- [10] 苏义, 刘卫东. 支板超声速冷流场及液体喷流混合特性[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 661-665.
SU Yi, LIU Weidong. Investigation on supersonic cold flow and liquid jet over struts[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 661-665. (in Chinese)
- [11] 范周琴, 刘卫东, 林志勇, 等. 支板喷射超声速燃烧火焰结构实验[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 923-927.
FAN Zhouqin, LIU Weidong, LIN Zhiyong, et al. Experimental investigation of supersonic combustion flame structure with strut injectors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 923-927. (in Chinese)
- [12] 徐朝启, 何国强, 刘佩进, 等 RBCC 发动机亚燃模态一次火箭引导燃烧的实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 567-572.
XU Chaoqi, HE Guoqing, LIU Peijin, et al. Experiments of primary rocket-piloting combustion under ramjet-mode condition in RBCC[J]. Journal of Aerospace power, 2013, 28(3): 567-572. (in Chinese)
- [13] 程诚, 覃粒子, 刘宇. 基于支板燃烧室的喷管化学非平衡效应[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(1): 31-36.
CHENG Cheng, QIN Lizi, LIU Yu. Nozzle chemical non-equilibrium effects based on strut combustor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 31-36. (in Chinese)
- [14] 何国强, 徐朝起, 秦飞, 等. 基于直扩流道构型的 RBCC 发动机亚燃模态高效燃烧组织研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1064-1070.
HE Guoqiang, XU Chaoqi, QIN Fei, et al. Research on ramjet-mode combustion organization based on constant-expansion configuration in RBCC combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1064-1070. (in Chinese)
- [15] 江强, 周乐仪, 覃正, 等. 液体碳氢燃料超燃冲压发动机支板凹槽稳焰技术试验[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 680-683.
GANG Qiang, ZHOU Leyi, QIN Zheng, et al. Experimental investigation of strut-cavity flame-holder technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 680-683. (in Chinese)
- [16] 潘科玮, 何国强, 秦飞, 等. 煤油燃料 RBCC 亚燃模态掺混与燃烧数值模拟研究[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 907-913.
PAN Kewei, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Study on mixing and combustion of kerosene fuel in ramjet mode of RBCC engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 907-913. (in Chinese)
- [17] Kumaran K, Babu V. Mixing and combustion characteristics of kerosene in a model supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 583-592.

(编辑: 陈 越)