

煤油燃料超燃冲压发动机燃烧特性实验研究^{*}

蒋安林, 田野, 钟富宇, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为研究空气节流时序对超燃冲压发动机点火和火焰稳定的影响, 通过实验方法研究了13个状态的煤油燃料超燃冲压发动机的燃烧特性。通过先锋氢气和节流空气增强煤油燃烧的稳定性, 利用两个固定位置的压力传感器监测火焰稳定状态, 采用纹影和OH-PLIF相结合的测量手段, 获得了流场结构和火焰发展信息。发动机入口来流条件为马赫数2.0, 总温950K, 总压0.82MPa。在空气节流的作用下, 煤油被先锋火焰引燃, 在先锋氢撤除后, 煤油仍然可以稳定燃烧。在扩张段中, 空气节流和燃烧共同作用产生的激波串移动速度约为52m/s, 但在凹槽内其速度仅为3.7m/s。观测监测点压力变化情况可以区分所研究状态的火焰稳定与否, 通过对13个研究状态的考察, 获得了火焰稳定临界曲线。当所研究状态点在临界曲线右上方区域时, 火焰状态稳定; 当所研究状态点在临界曲线左下方区域时, 火焰将被吹熄; 当所研究状态点在临界曲线上时, 火焰不稳定, 在空气节流撤除之前将被吹熄。

关键词: 燃烧特性; 超燃冲压发动机; 火焰吹熄; 火焰稳定; 超声速流动

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 10-2277-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200144

Experimental Investigation on Combustion Characteristics in Kerosene-Fueled Scramjet Engine

JIANG An-lin, TIAN Ye, ZHONG Fu-yu, LE Jia-ling

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to investigate the time sequence of air throttling on ignition and flame stabilization in the Scramjet combustor, thirteen experimental cases on the combustion characteristics of a kerosene-fueled Scramjet engine were investigated, which are enhanced by pilot hydrogen and air throttling. Two pressure monitors are used to monitor the flame state, wall pressure measurements, Schlieren images, and OH-PLIF are applied simultaneously to obtain information on the flow field and flame development. The results are obtained under inflow conditions of Mach number of 2.0, a stagnation temperature of 950K, and a stagnation pressure of 0.82MPa. With the aid of air throttling, the kerosene is ignited by the pilot flame, and the kerosene flame remains stable even after the pilot hydrogen is switched off. The speed of the shock train generated by the throttling air and combustion is about 52m/s in the expansion section, but only about 3.7m/s in the cavity region. Whether or not flame is stable can be distinguished by the monitor pressure, and the critical curve of flame stability is obtained by investigating

^{*} 收稿日期: 2020-03-19; 修订日期: 2020-05-11。

基金项目: 国家自然科学基金 (51706237); 博士后科学基金 (2019M653953); 中国空气动力研究与发展中心基础与前沿技术重点项目。

作者简介: 蒋安林, 硕士, 助理研究员, 研究领域为超燃冲压发动机燃烧诊断技术。

通讯作者: 田野, 博士, 副研究员, 研究领域为超燃冲压发动机燃烧室技术。

引用格式: 蒋安林, 田野, 钟富宇, 等. 煤油燃料超燃冲压发动机燃烧特性实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(10):2277-2286. (JIANG An-lin, TIAN Ye, ZHONG Fu-yu, et al. Experimental Investigation on Combustion Characteristics in Kerosene-Fueled Scramjet Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10):2277-2286.)

the thirteen cases. When the case point locates in the right-up region of the critical curve, the flame is stable. When the case point locates in the left-down region of the critical curve, the flame will be blown off. There is a special case lying on this curve for which the flame is unstable and will be blown out before the throttling air is switched off.

Key words: Combustion characteristics; Scramjet; Flame blowout; Stable flame; Supersonic flow

1 引 言

点火的可靠性和燃烧的稳定性是超燃冲压发动机在高马赫数下高效运行的关键^[1-2],因而一直受到广泛的关注。

Wang等^[3]研究了氢燃料超声速燃烧室的燃烧特性,发现火焰主要稳定在凹槽剪切层中。Allison等^[4]研究了双模态超燃冲压发动机中火焰的传播和稳定规律,从CH*荧光信号和火焰面周期振荡的图像中确定了340Hz的特征频率,表明火焰是不稳定的,可能是由于声波在激波串和火焰面的前沿之间来回反射造成的。Yuan等^[5]在马赫数2.5超声速燃烧室中研究了火焰的稳定性,他们发现当火焰稳定在凹槽剪切层内时,燃烧室处于超燃模态;当火焰处于射流尾迹区时,燃烧室处于亚燃模态。Ma等^[6]研究了马赫数为2.0的燃烧室内凹槽内点火过程,结果清楚地区分了点火阶段和稳定燃烧阶段,并确定了过渡时间来量化这两个阶段。Qin等^[7]研究了基于支板的超燃冲压发动机燃烧室内的火焰稳定性,结果表明,强激波只影响支板附近区域,新型支板能够稳定其背后的火焰,可以用作火焰稳定器。Cutler等^[8]对双模态超燃冲压发动机中的湍流火焰进行了测量,结果表明火焰传播角是相同的,在任何情况下,适当的归一化平均值和波动参数后,其分布是相似的。Nakaya等^[9]通过实验研究了正十二烷中各组分对点火和超声速燃烧的影响,在所有的超声速燃烧情况下,点火现象均发生在扩张截面处的边界层中。并观察到两种稳焰模式,射流尾迹稳焰模式和凹槽稳焰模式。Mitani等^[10]用数值模拟方法研究了马赫数为6的发动机火焰结构和燃烧效率,发现燃烧室内较小的火焰围绕在燃料射流区,发动机下游存在大规模扩散的火焰,而发动机下游的大规模扩散火焰决定了燃烧效率。Savelkin等^[11]通过放电法研究了超声速燃烧室的点火和火焰稳定,并在大流量的燃料喷射中观察到了一种具有强燃烧振荡的模式。Larsson等^[12]用大涡模拟的方法分析了超燃冲压发动机燃烧室热释放区初期热阻塞和稳定激波串形成过程,分析了影响激波串稳定的因素,并研究了其对燃烧室整体

性能的影响。Brieschenk等^[13]进行了一种激光诱导等离子体点火的实验研究,研究表明,激光诱导等离子体点火可以用于促进超声速流动中羟基的形成。

潘余等^[14]采用实验方法研究了变几何喉道对双模态超燃冲压发动机的点火和燃烧性能影响。结果表明,可变几何喉道不但有利于超燃发动机点火和火焰稳定,提高发动机燃烧性能,而且可以快速地实现模态转换。肖保国等^[15-16]采用实验和数值模拟方法研究了超燃冲压发动机燃烧模态转换现象和判别准则,通过对特征位置和参数的监测,实现了燃烧模态的实时判别,获得了燃烧模态转换对发动机性能的影响规律。研究表明,在燃烧模态转换过程中存在滞环现象,燃烧室压力和发动机推力性能存在突变。随着当量比的增加,燃烧模态由超燃模态转变为亚燃模态,当量比0.6是超燃模态过渡到亚燃模态的转换点,特征位置压比的比值1.5可以作为定量判别燃烧模态的依据。王建臣等^[17]研究了纯空气来流条件下支板凹槽耦合的超燃燃烧室燃烧性能,结果表明:支板单独喷射,轴向位置靠前或者燃油当量比增加0.1,壁面压力分布总体越高;燃油当量比相同的情况下,支板单独喷射的壁面压力分布要比支板和壁面组合喷射的总体偏高。史新兴等^[18]实验研究了基于气动斜坡/燃气发生器的超燃燃烧室燃烧性能,结果证实在当量比0.78~1.22时可以实现燃料稳定的燃烧,燃烧效率在0.54~0.72,实验结果验证了这种新方案作为超燃冲压发动机火焰稳定装置的可行性。乐嘉陵等^[19]采用实验与数值模拟方法研究了空气节流对煤油燃料超燃冲压发动机火焰稳定的影响,结果表明:不实施空气节流时,液态室温煤油吹熄了先锋火焰,煤油点火失败;实施空气节流后,煤油成功点火,当先锋氢气和空气节流撤除后,煤油仍然保持稳定的燃烧。总的来说,研究人员采用了多种技术来提高超声速燃烧室的点火和火焰稳定性,并讨论了这些技术对火焰发展过程的影响。

本文采用空气节流^[20-25]来促进火焰稳定,研究空气节流时序对超燃冲压发动机点火和火焰稳定的影响,并对燃烧过程中的流场结构、火焰发展过程和燃烧模态进行了讨论。

2 实验方法

2.1 实验设备和发动机模型

实验工作在中国空气动力研究与发展中心的3kg/s直连式脉冲燃烧风洞设备上开展,富氧空气在加热器中与氢混合燃烧,产生来流总压0.82MPa,总温950K的高焓空气,其中 O_2 、 H_2O 和 N_2 组分摩尔分数分别为21%、12%和67%,气流通过二维喷管加速到 $Ma=2.0$ 。

二维喷管出口为30mm×150mm的矩形截面,喷管出口连接发动机隔离段入口,隔离段总长为300mm,由一个长度为220mm的等直段和一个长度为80mm的扩张段组成,该扩张段的扩张角为 1.4° 。凹槽深度为11mm,长度为121mm(后斜坡角为 21° ,底板带有 1.4° 的扩张角)。凹槽下游为扩张段,扩张段分为四段:第一段长58mm且带有 1.4° 扩张角;第二段长144mm且带有 2.0° 扩张角;第三段长155mm且带有 8.0° 的扩张角;最后一段长272mm且带有 15.0° 的扩张角,如图1所示。

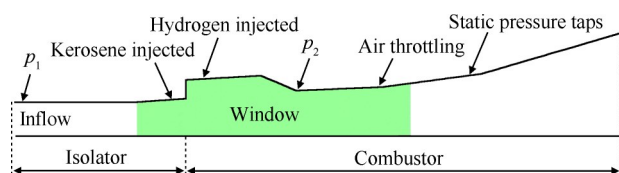


Fig. 1 Schematic of the scramjet combustor

凹槽内有两个火花塞,位于隔离段出口下游75mm处,用于点燃先锋氢。火花塞的工作频率为25Hz。常温煤油通过15个孔直径为0.3mm的圆孔喷注进入燃烧室,喷注位置位于隔离段出口上游15mm处。先锋氢通过10个孔径为1.0mm的圆孔喷注进入凹槽内,喷注位置位于隔离段出口下游25mm处,先锋氢火焰用于引燃煤油。燃烧室下游 $x=575$ mm处装有空气节流装置,通过15个孔径为3.0mm的圆孔喷射进入燃烧室内,用于增强燃烧。压力传感器用于监测整个燃烧过程,其中一个(p_1)距离隔离段入口32mm处,监测燃烧后的背压扰动情况。另一个(p_2)位于凹槽后斜坡处,距离隔离段入口425mm,此处温度和压力都很高,速度较低,用于监测火焰是否吹熄。

在燃烧室上壁面中轴线上布置了一系列压力传感器,用来采集沿程静壁压力,压力传感器最大量程为700kPa。采用高速纹影来获得流场结构信息,拍摄帧频为 1×10^4 fps,相机曝光时间设置为 $4.62 \mu s$ 。尽

管光学观察区域较大,覆盖了节流位置和凹槽全部区域,但由于光学玻璃尺寸和相机角度限制,不能拍摄全部区域,选择了尽可能观察的凹槽区域,因此没有拍摄到节流位置。采用羟基自由基(OH)平面激光诱导荧光(Planar laser-induced fluorescence)技术来观察凹槽内先锋氢火焰的演化过程,由于煤油荧光信号会干扰羟基自由基信号,因此OH-PLIF图像只用于研究先锋氢火焰的特性,OH-PLIF成像系统主要包括Nd:YAG固体激光器,激光频率为500Hz,单脉冲激光能量30mJ@532nm,532nm激光泵浦染料激光器经倍频输出283.553nm激光,单脉冲能量为1.6mJ,此波段激发光具有较低的温度敏感性。在本文实验中,OH-PLIF成像系统的采样率500Hz,激光的脉宽10ns,ICCD的曝光时间为100ns。

2.2 设备运行顺序及研究状态

设备的运行时间约为0.6s,操作时序如图2和表1所示。实验从整个风洞系统中有气流流动开始计算,一旦流场稳定后,便开始喷注先锋氢气。与此同时,火花塞开始工作,用来点燃先锋氢。紧接着开始喷注常温煤油,煤油进入燃烧室后被先锋火焰引燃。通过控制节流空气的喷注,在燃烧室中产生激波串结构,从而增强燃烧。在火焰稳定后,先锋氢和点火器停止工作,最后再将空气节流撤除。持续燃烧释热会维持稳定的激波串,从而使火焰稳定。如果燃烧室内释放的热量不足,激波串不稳定,则火焰将被高速气流吹熄。

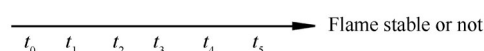


Fig. 2 Facility operating sequence for each test

Table 1 Time sequence for each test

Point	Time sequence
t_0	Cold flow starts
t_1	Pilot hydrogen injection and ignition on
t_2	Kerosene injection on
t_3	Air throttling on
t_4	Pilot hydrogen and ignition off
t_5	Air throttling off

如表2所示,本文主要讨论了13个研究状态,在每一个状态下,煤油的当量比是固定的,均为0.173。每一种状态的空气节流流量比,即节流空气的流量与来流空气流量的比值(R_{af})可能不同,从3.4%~27.2%不等。其中的另一个关键因素是先锋氢和空气节流的共存时间,可以计算为 t_4-t_3 。火焰状态的信

Table 2 Flame status after the pilot hydrogen was removed for each case

Case	Equivalence ratio of kerosene	Air throttling flux ratio $R_{af}/\%$	Coexistence time of pilot hydrogen and air throttling/ms	Flame status after the pilot hydrogen was removed
1	0.173	0.0	0	Pilot flame was blown out by kerosene
2	0.173	27.2	30	Flame was stable, inlet unstart
3	0.173	20.6	30	Flame was stable, inlet unstart
4	0.173	18.3	30	Pilot flame was blown out by kerosene
5	0.173	18.3	70	Flame was stable, inlet start
6	0.173	13.3	70	Pilot flame was blown out by kerosene
7	0.173	13.3	110	Flame was stable, inlet start
8	0.173	11.0	110	Pilot flame was blown out by kerosene
9	0.173	11.0	120	Flame was stable, inlet start
10	0.173	6.4	120	Flame was blown out finally
11	0.173	6.4	140	Flame was stable, inlet start
12	0.173	3.4	180	Pilot flame was blown out by kerosene
13	0.000	0.0	0	Nonreacting flow

息可以由两个压力测点获得,在图 1 中标记为“压力监测点 1”和“压力监测点 2”,每一种情况的火焰稳定状态将在下文讨论。

3 结果讨论

Case 1, 2, 13 的压力测点信号如图 3 所示,同时给出了先锋氢、煤油和空气节流的压力信号,用于表征关键的时间节点。图中 Case 1, 2, 13 的压力信号对应左侧纵轴(p_2),其余曲线对应右侧纵轴。先锋氢气开始喷注的时间是 $t=1.1300\text{s}$,煤油和空气节流开启的时间分别为 $t=1.2300\text{s}$ 和 $t=1.3600\text{s}$ 。先锋氢和空气节流撤除的时间分别为 $t=1.3900\text{s}$ 和 $t=1.5600\text{s}$,先锋氢和空气节流的共同作用时间约 0.03s 。在 $t=1.1700\text{s}$ 时,先锋氢气注入,Case 1, 2 的监测压力开始增加,如图 3 所示,在 0.04s 后压力立刻上升,表示先锋氢成功被点燃,随后监测的压力几乎保持不变。直到 $t=1.2300\text{s}$ 时,当煤油开始喷注,监测压力开始上升,这是由于最初进入燃烧室的少量的煤油被先锋火焰成功引燃。此后,监测压力在 $t=1.2350\text{s}$ 时突然增加,但又迅速降低,降低后的压力值等于 Case 13 (冷流)的,这是因为先锋火焰已经被煤油吹熄。随着实验继续进行,在 Case 2 中可以看到,在 $t=1.3600\text{s}$ 时,空气节流开始作用,可以明显地看到 Case 2 的监测点压力增加。监测压力达到 430kPa 以上,比之前高出 4 倍以上,意味着通过空气节流控制后,煤油被先锋火焰成功引燃。在 0.03s 后,先锋氢被移除,Case 2 的监测压力轻微下降,一直稳定到 $t=1.5600\text{s}$ 空气节流撤除时。比较三种情况可以发现,在该来流条件下先锋氢进入后可以成功地被点燃,但先锋火焰会

被温度较低常温煤油吹熄,这是因为来流滞止条件较低,且速度较高。在空气节流的辅助下,煤油成功地重新点火,并且煤油燃烧非常剧烈,燃烧壁面压力比冷流状态高 4 倍以上。而 Case 1 中,在先锋火焰被煤油吹熄后,壁面压力几乎等于冷流状态 (Case 13) 的压力。

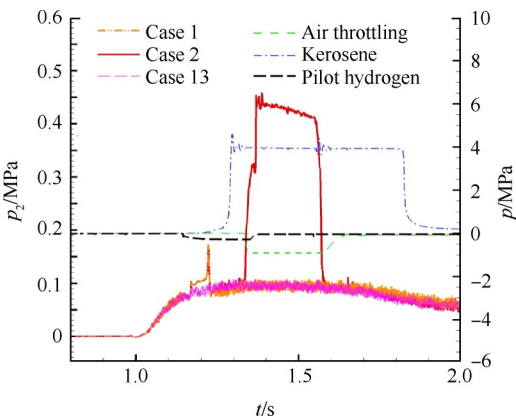


Fig. 3 Pressure measured by p_2 and the kerosene, pilot hydrogen, and throttling air pressures for case 1, 2, 13

为了观察整个过程中的流场结构变化,图 4、图 5 和图 6 给出了 Case 2 整个流动过程的纹影图像。整个过程的纹影图像被分为三个部分:“a”部分用来显示冷流结构,以及先锋氢被火花塞点燃的过程,时间从 $t=1.12\text{s}$ 到 $t=1.23\text{s}$;“b”部分用于描述先锋火焰被煤油吹熄的过程,时间从 $t=1.23\text{s}$ ~ 1.36s ;“c”部分用于说明空气节流的工作过程,以及在节流空气撤除后的流场结构演变过程,时间从 $t=1.36$ ~ 1.60s 。在冷流中,当超声速气流流过隔离段时,由于流道的扩张,在凹槽台阶处生成了一道膨胀波“D”(图 4 中 $t=1.1274\text{s}$)。

进而凹槽剪切层接触到上壁面,在上壁面凹槽前后将产生分离区域。当超声速气流流过凹槽后斜坡处将产生了一道斜激波(“A”),它通过下壁面反射后又在扩张段的上壁面反射(“C”)。由于斜激波(“A”)和下壁面边界层之间的相互作用,产生了一个分离区域。分离激波(“B”)与斜激波(“A”)相互作用,然后将在凹槽后端斜坡处反射。图中也可以看到一些较弱的激波(“E”),这是由安装误差缝隙引起的。

在 $t=1.13\text{s}$ 时,从图4中可以看到新的斜激波(“K”)产生,这是由于先锋氢开始从凹槽上壁面喷注进入燃烧室而产生的,然后该斜激波与另一斜激波(“A”)在凹槽内相互作用。随着时间的推移,流场波系结构在气流中振荡,在图像中可以找到相同的流动结构信息,如 $t=1.13\text{s}$ 和 $t=1.1333\text{s}$, $t=1.1305\text{s}$ 和 $t=$

1.1336s , $t=1.1313\text{s}$ 和 $t=1.1347\text{s}$ 等。振荡周期可以计算出来,约为 0.033s ,频率约为 30.3Hz 。

在 $t=1.1706\text{s}$ 时,可以在凹槽内看到明亮的光(“F”),这是火花塞工作的时刻。在此之后,先锋氢气被成功点火,燃烧引起的背压以极快的速度向上游推进。这里也可以看到当氢气喷入和点火同时发生时,氢气没有立刻被火花塞点燃,而是在火花塞下一次工作的时候,也就是 40ms 后。由于喷注先锋氢而产生的斜激波被推到凹槽,只用了 0.2ms ($t=1.1706\sim 1.1708\text{s}$),在腔内可以清楚地看到氢气喷射柱(“L”)。随后燃烧变得越来越强烈,在 $t=1.2010\text{s}$ 时的斜激波比 $t=1.1708\text{s}$ 时要强得多。在此之后流场结构稳定,后面3张纹影图像的波系结构($t=1.2015\text{s}$, $t=1.2020\text{s}$ 和 $t=1.2025\text{s}$)几乎相同。

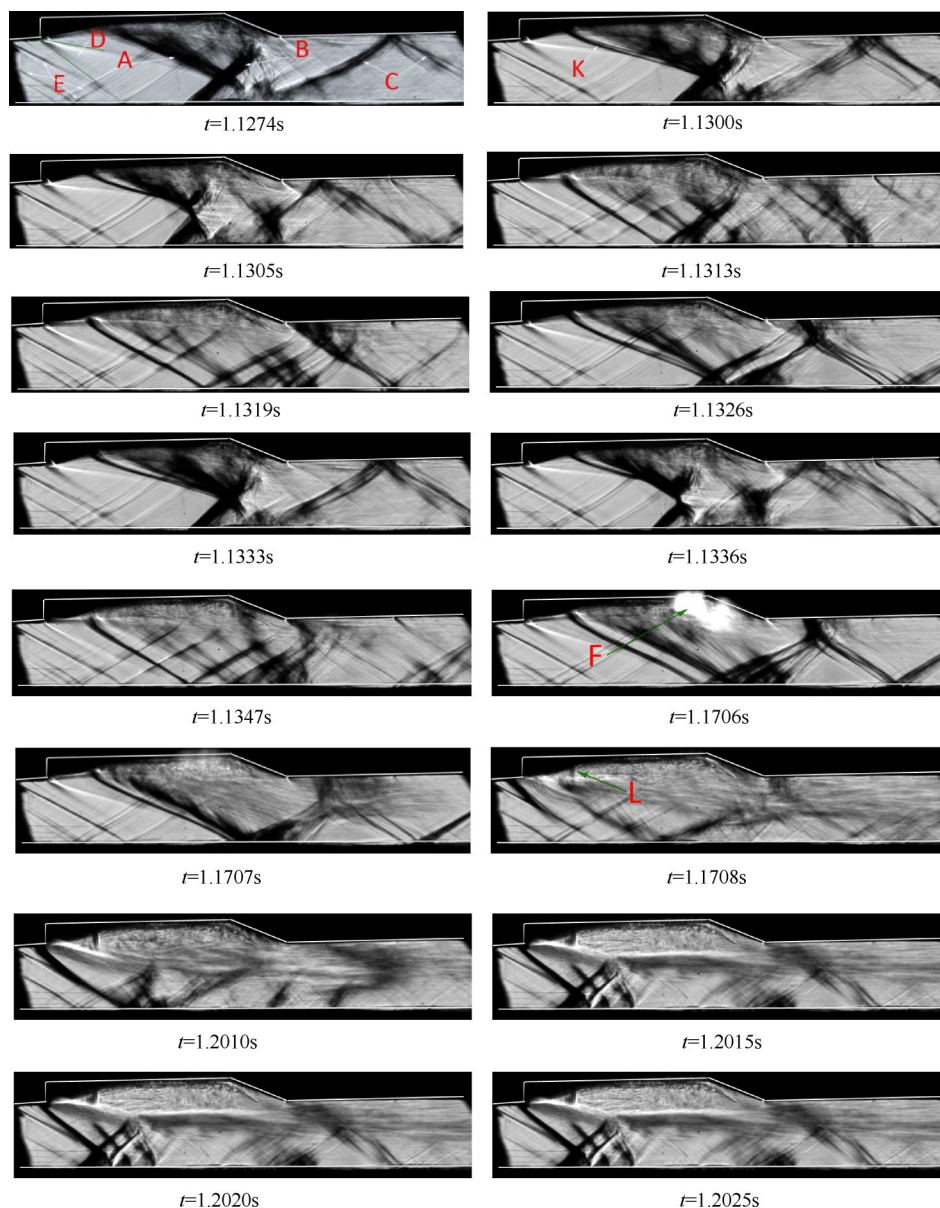


Fig. 4 Schlieren images in part “a” of the process

当煤油开始喷注时,流场结构发生了较大的变化。图5由于在 $t=1.2327\text{s}$ 时,煤油开始喷射,新的斜激波(“M”)产生了,此时因为煤油供应压力较低,因此穿透深度很小,煤油顺着凹槽剪切层(“S”)向下游流动。由于先锋氢燃烧产生的高背压,凹槽剪切层被抬进了核心主流中,从而减小了主流的流通面积,因此可以在凹槽台阶附近看到斜激波(“N”)。同时可以看到,在核心流动区域的凹槽剪切层与底壁之间存在来回反射的斜激波串(“P”)。随着煤油的流量增加,流场结构发生明显改变,先锋氢火焰逐渐被吹熄。凹槽剪切层被推入凹槽内,斜激波(“N”)变得更弱,在 $t=1.2348\text{s}$ 时,斜激波(“N”)被注氢产生的另一道斜激波(“R”)所替代,大约 5ms 后,两个斜激波(“R”和“N”)消失了,这是因为先锋氢燃烧越来越弱。最后,在 $t=1.2404\text{s}$ 时,先锋氢火焰完全被煤油吹熄,整个凹槽内充满了煤油。

图5在 $t=1.2404\text{s}$ 时,先锋氢火焰被吹灭,煤油没有被氢气燃烧的火焰点燃。当 $t=1.3600\text{s}$ 时,将节流空气注入到燃烧室中,用于辅助实现高效的点火和稳定燃烧。在发动机中注入了可控的节流空气,将产生预燃激波串结构,可以使气流的温度和压力升高,速度降低,从而实现了可靠的点火。并且在发动机侧壁附近,由于激波串与侧壁边界层作用而产生的分离,将促进燃料和空气的混合,增加了燃料的驻留时间。图6在 $t=1.3625\text{s}$ 时,可以看到激波串的头,标记为“T”。激波串向凹槽上游移动,可以看到其头部已经到达凹槽后斜坡处,这个过程总共用时 2.5ms 。因此,可以计算出激波串的传播速度约为 52m/s (传播距离约为 0.13m),凹槽剪切层在 $t=$

1.3674s 时再次被抬到主流中,这是因为在先锋火焰和节流空气共同作用下凹槽内的压力增加所致。斜激波(“N”)和分离激波(“U”)从凹槽下游($t=1.3650\text{s}$)向凹槽台阶处($t=1.3769\text{s}$)推进,传播速度约为 3.7m/s ,低于扩张段中的传播速度。在 $t=1.3769\text{s}$ 时,仅能看到凹槽台阶附近有少量未燃烧的煤油。煤油燃烧越来越强烈,凹槽内的激波串已在 $t=1.4300\text{s}$ 时被推入隔离段内。煤油喷射的穿透深度约为隔离段出口高度的三分之一,穿透深度较大,以至于喷出后的煤油几乎立即燃烧。

图7中给出了先锋氢燃烧时发动机中心对称截面上的OH-PLIF彩色图像,羟基自由基的浓度用于表征反应强度。其中图例中的 $0\sim 1.0$ 刻度是图片的灰度大小,这里通过灰度值表征OH的浓度,数值越大浓度越高,数值大小并没有明确的定量意义。通过观察6个图像中的OH分布,反应区主要分布在凹槽剪切层和凹槽后斜坡附近。比较了6个图像的OH分布区域,它们形状上十分相近,说明了氢气的反应区相对稳定,这与流场结构稳定是一致的。但观察反应区边缘的形状时,火焰边缘是不稳定的,火焰区域存在轻微的不稳定性。

基于上述讨论,在空气节流的辅助下,煤油在燃烧室中实现了可靠的点火和稳定的燃烧。综上,可以得出这样的结论:实施空气节流产生的预燃激波串有助于实现燃料的可靠点火和稳定燃烧。另一方面,燃烧引起的背压可能导致进气道不起动。因此,应该选择一个合适的 R_d 是最为重要的。

p_1 监测点用于监测进气道是否起动。如果 p_1 的压力要比冷流时的压力大的多,则进气道是不起动

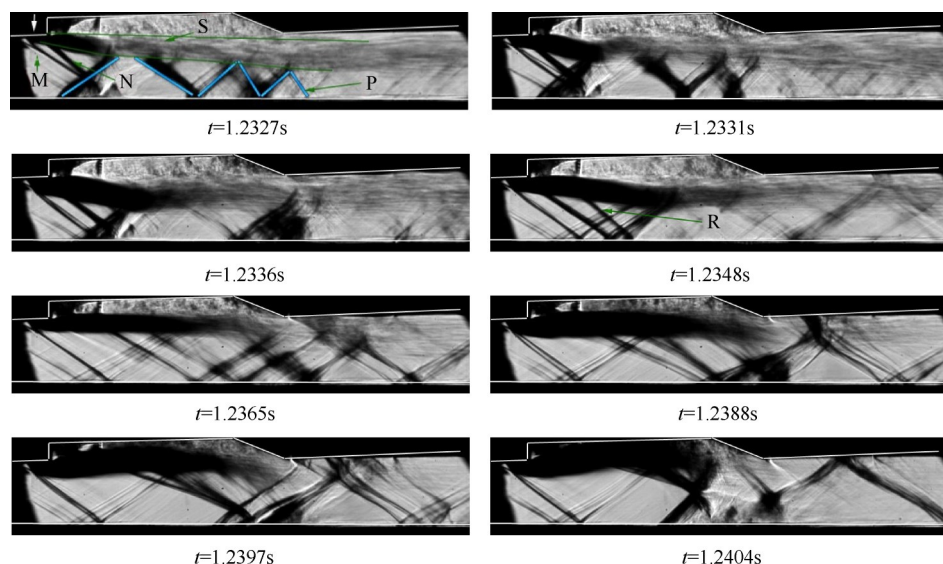


Fig. 5 Schlieren images in part “b” of the process

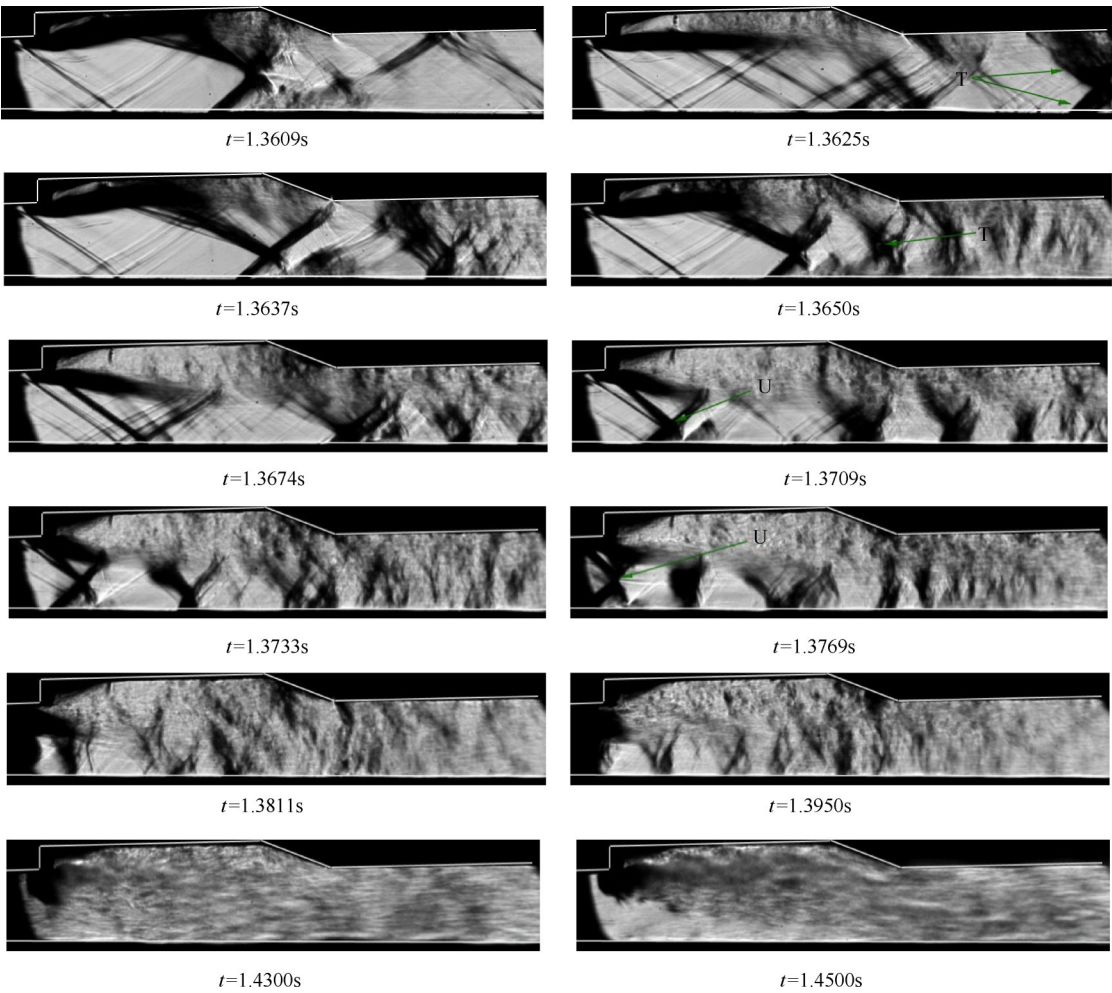


Fig. 6 Schlieren images in part "c" of the process

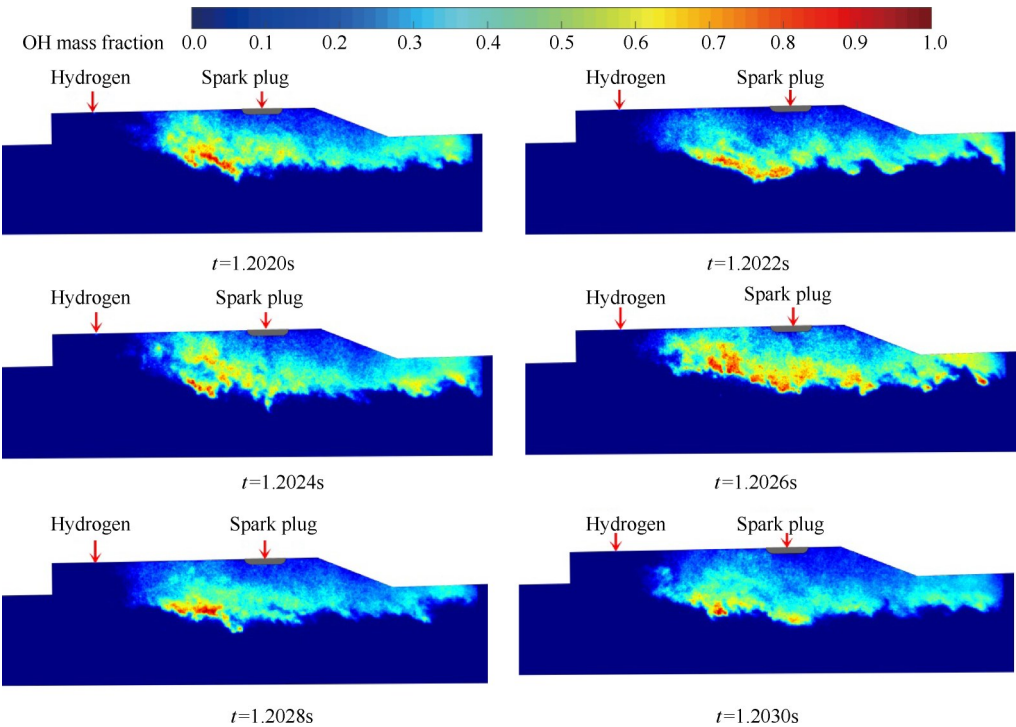


Fig. 7 Representative instantaneous OH-PLIF images of the pilot flame

的;反之,就认为进气道起动了。Case 2 和 Case 5 的 p_1 如图 8 所示,同时给出了空气节流和先锋氢气信号。其中 Case 2 和 Case 5 的监测点信号对应左侧纵轴 (p_1),其余曲线对应右侧坐标轴。从图中可以看出,两个状态的背压在先锋氢撤除之前,均已扰动到隔离段中,导致进气道不起动,在先锋氢被移除之后,Case 5 的进气道重新起动,而 Case 2 的进气道仍未起动。本次实验中,发动机模型的隔离段长度只有 0.3m,比通常情况下要短得多。在实际应用中,也应当注意进气道不起动的情况。

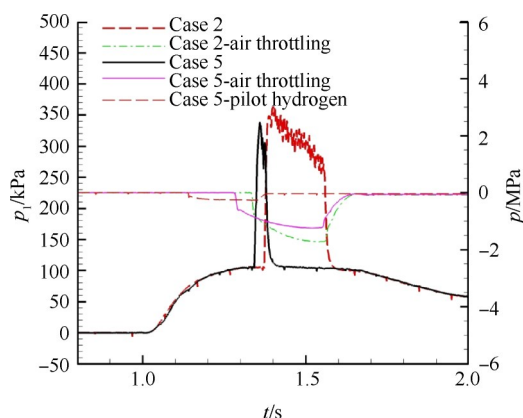


Fig. 8 Pressure measured by p_1 and pilot hydrogen and throttling air pressures for case 2, 5

在先锋氢被移除后,两个监测点的压力可以用来表征燃烧的状态。当先锋氢和空气节流的共存时间发生变化时,通过观察两个监测点的压力变化,很容易得到每一个工况下的燃烧状态,这就是得到表 2 中各个燃烧状态的方法。在表中总结了 13 个工况的燃烧状态,可以发现,第一个最明显的结论是: R_{af} 与燃烧稳定的时间呈反比关系。当 R_{af} 为 20.6% 或 27.2% 时,只需要 0.03s 就可以使火焰达到稳定。因此可以推断出任何大于 20.6% 的 R_{af} 都可以使火焰稳定,但这不是我们想要的。因为这些状态下,先锋氢剧烈燃烧,在撤除后依旧导致进气道不起动。但当 R_{af} 太小时,空气节流无法实现火焰稳定,因为节流空气产生的激波串太弱,不足以影响到凹槽内的燃料和空气的混合气体。

可以用一条曲线区分火焰稳定状态和火焰吹熄状态,如图 9 所示。所有火焰吹熄状态均分布在曲线左下侧区域,而火焰稳定状态(包括进气道未起动状态)均分布在右上侧区域。曲线的两端逐渐靠近坐标轴,根据表格中的数据,曲线的左端逐渐趋近于某一个定值,此值将在 $x=0.0\sim0.064$ 之间,但不会等于 0。这是因为当 R_{af} 较低时,无法达到火焰稳定。线的右

端更趋近于 x 坐标轴,但也绝不会是 $y=0$ 。因为当 R_{af} 很大的时候,它产生的激波串仍然需要时间来传入凹槽内,然后辅助先锋火焰点燃煤油。在曲线上有一个特殊的点,在这个状态下的火焰是不稳定的,当先锋氢撤除时火焰仍可继续燃烧,但随后在节流空气被移除之前,火焰便被吹熄了。因此,在图中定义为“最终被吹熄”,标注在曲线上作为临界值。为了使进气道能够起动同时又使得火焰能够稳定,建议 R_{af} 选择在 0.10~0.15。

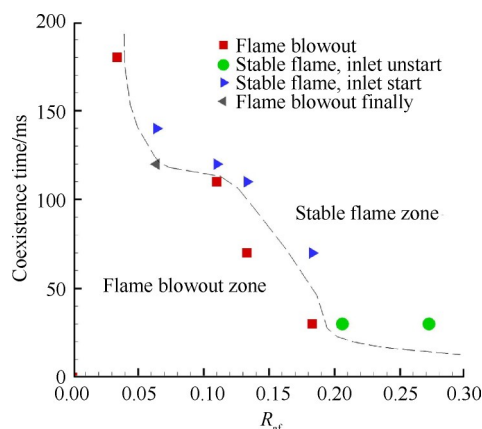


Fig. 9 Flame status of the 13 cases

Case 10 和 Case 11 的压力变化如图 10 所示,同时给出了空气节流和先锋氢的压力信号。其中监测点 Case 10 和 Case 11 的压力信号曲线对应右侧纵轴 (p_2),其余信号曲线对应左轴。可以看出,在 $t=0.9700s$ 时,在空气节流辅助下,煤油被先锋火焰成功引燃,两个压力监测点的压力值都升到了很高,压力几乎保持在 $p=380kPa$ 左右。但在先锋氢撤除后,Case 11 的压力从 380kPa 降至 320kPa,Case 10 的压力从 380kPa 降至 230kPa。这是因为 Case 10 的共同作用时间短于 Case 11,Case 11 的煤油燃烧比 Case 10 燃

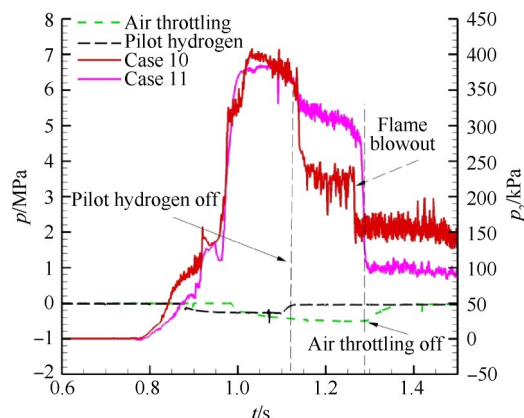


Fig. 10 Pressure measured by p_2 for case 10, 11, along with throttling air and pilot hydrogen pressures

烧得更为剧烈。当先锋氢撤除后,燃烧释热更多的 Case 11 借助空气节流的辅助可以稳定激波串,使得火焰一直稳定到节流空气撤除。但释热更低的 Case 10 却不能维持激波串,在 $t=1.2600\text{s}$ 时火焰被高速气流吹熄,这个时间点是在空气节流撤除之前 0.03s 。

4 结 论

本文研究了13个状态下不同的空气节流流量比和不同的先锋氢和空气节流共同作用时间下的火焰稳定情况,主要结论如下:

(1)在超燃冲压发动机没有实施空气节流和有实施空气节流作用时,先锋氢都可以被火花塞成功点燃,但先锋氢的燃烧火焰会被煤油吹熄。

(2)在空气节流的作用下,流场内产生了预燃激波串,激波串在扩张段中的传播速度约为 52m/s ,当激波串头部进入凹槽内时,其速度仅 3.7m/s ,煤油被先锋火焰成功引燃。一段时间后,撤除先锋氢,对于先锋氢气和空气节流共同作用时间合适的状态,煤油能够继续稳定燃烧。反之,则煤油火焰仍有可能被吹熄。但在实际应用中,应关注进气道是否会出现不起动情况,因为较高的空气节流流量会使得激波串推出隔离段。

(3)通过两个压力传感器可以监测火焰稳定情况和进气道是否起动。13个研究状态分为火焰稳定状态和火焰吹熄状态,并且用曲线将这两种状态在空气节流作用时间对应空气节流流量(R_{af})的坐标中区分开来。 R_{af} 要达到一定量才能使得火焰稳定,反之,如果 R_{af} 太小,不管作用时间有多长,火焰最终还是会被吹熄;但当 R_{af} 太大时,虽很容易让火焰达到稳定,但同时又会使得进气道不起动;最后,当状态点落在曲线上时,处于临界状态,火焰是不稳定的,它会在节流空气撤除前被吹熄。因此在实际使用节流稳焰措施时,应充分关注空气节流流量。

致 谢:感谢国家自然科学基金、博士后科学基金、中国空气动力研究与发展中心基础与前沿技术重点项目资助。

参考文献

- [1] Urzay J. Supersonic Combustion in Air-Breathing Propulsion Systems for Hypersonic Flight[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627.
- [2] Förster F J, Dröske N C, Bühler M N, et al. Analysis of Flame Characteristics in a Scramjet Combustor with Staged Fuel Injection Using Common Path Focusing Schlieren and Flame Visualization[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 168: 204-215.
- [3] Wang H, Wan Z, Sun M, et al. Combustion Characteristics in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flameholder[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 2073-2082.
- [4] Allison P M, Frederickson K, Kirikk J W, et al. Investigation of Supersonic Combustion Dynamics via 50kHz CH* Chemiluminescence Imaging[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2849-2856.
- [5] Yuan Y, Zhang T, Yao W, et al. Characterization of Flame Stabilization Modes in an Ethylene-Fueled Supersonic Combustor Using Time-Resolved CH* Chemiluminescence[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2919-2925.
- [6] Ma L, Lei Q, Wu Y, et al. From Ignition to Stable Combustion in a Cavity Flameholder Studied via 3D Tomographic Chemiluminescence at 20kHz[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 165: 1-10.
- [7] Qin Q, Agarwal R, Zhang X. A Novel Method for Flame Stabilization in a Strut-Based Scramjet Combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2019, 210: 292-301.
- [8] Cutler A D, Gallo E C A, Cantu L M L, et al. Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy of a Premixed Ethylene-Air Flame in a Dual-Mode Scramjet[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 189: 92-105.
- [9] Nakaya S, Tsue M, Kono M, et al. Effects of Thermally Cracked Component of *n*-Dodecane on Supersonic Combustion Behaviors in a Scramjet Model Combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162: 3847-3853.
- [10] Mitani T, Kouchi T. Flame Structures and Combustion Efficiency Computed for a Mach 6 Scramjet Engine[J]. *Combustion and Flame*, 2005, 142: 187-196.
- [11] Savelkin K V, Yarantsev D A, Adamovich I V, et al. Ignition and Flameholding in a Supersonic Combustor by an Electrical Discharge Combined with a Fuel Injector[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162: 825-835.
- [12] Larsson J, Laurence S, Bermejo-Moreno I, et al. Incipient Thermal Choking and Stable Shock-Train Formation in the Heat-Release Region of a Scramjet Combustor, Part II: Large Eddy Simulations[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162: 907-920.
- [13] Brieschenk S, O'Byrne S, Kleine H. Laser-Induced Plasma Ignition Studies in a Model Scramjet Engine[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160: 145-148.
- [14] 潘余, 李大鹏, 刘卫东, 等. 变几何喉道对超燃冲压发动机点火与燃烧性能的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 225-229. (PAN Yu, Li Da-peng, LIU Wei-dong, et al. Variable Geometry Effects on the Scramjet Ignition and Combustion[J]. *Journal of Propulsion*

- Technology*, 2006, 27(3): 225-229.)
- [15] 肖保国, 李 莉, 张顺平, 等. 超燃冲压发动机燃烧模态转换直连式实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 339-346. (XIAO Bao-guo, LI Li, ZHANG Shun-ping, et al. Direct-Connect Experimental Investigation of Combustion Mode Transition for Scramjet Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 339-346.)
- [16] 肖保国, 晏至辉, 田 野, 等. 超燃发动机燃烧模态判别准则初步研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1121-1126. (XIAO Bao-guo, YAN Zhi-hui, TIAN Ye, et al. Preliminary Study on Criterion of Identifying Combustion Mode for Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1121-1126.)
- [17] 王建臣, 林宇震, 郭新华, 等. 纯净空气来流下支板凹槽耦合超燃燃烧室性能研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1868-1873. (WANG Jian-chen, LIN Yu-zhen, GUO Xin-hua, et al. Experimental Investigation of Performance of a Strut-Cavity Based Scramjet Combustor in Clean Air[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1868-1873.)
- [18] 史新兴, 韦宝禧, 闫明磊, 等. 基于气动斜坡/燃气发生器的超燃燃烧室实验[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 549-554. (SHI Xin-xing, WEI Bao-xi, YAN Ming-lei, et al. Experiments of Integrated Aeroramp Injector/Gas-Portfire in a Supersonic Combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5): 549-554.)
- [19] 乐嘉陵, 田 野, 杨顺华, 等. 脉冲燃烧风洞中空气节流对煤油燃料超燃冲压发动机火焰稳定影响研究[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2161-2170. (LE Jia-ling, TIAN Ye, YANG Shun-hua, et al. Study on Flame Stabilization in a Kerosene Fueled Scramjet Combustor with Air Throttling in a Pulse Combustion Wind Tunnel [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2161-2170.)
- [20] 田 野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃燃烧室流场结构和燃料混合影响的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(1): 47-53. (TIAN Ye, LE Jia-ling, YANG Shun-hua, et al. Numerical Study on Air Throttling Influence of Flow Structure and Fuel-Air Mixing in the Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 47-53.)
- [21] 田 野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃燃烧室火焰稳定影响的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 795-801. (TIAN Ye, LE Jia-ling, YANG Shun-hua, et al. Numerical Study on Air Throttling Influence of Flame Stabilization in the Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 795-801.)
- [22] 田 野, 杨顺华, 邓维鑫, 等. 超燃冲压发动机燃烧室空气节流技术研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 499-506. (TIAN Ye, YANG Shun-hua, DENG Weixin, et al. Study on Air Throttling Technology in the Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 499-506.)
- [23] 田 野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃燃烧室起动点火影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1495-1502.
- [24] 田 野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对乙烯燃料超燃冲压发动机流场结构影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 481-487. (TIAN Ye, LE Jia-ling, YANG Shun-hua, et al. Study on the Flow Structure of an Ethylene-Fueled Scramjet Combustor with Air Throttling [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 481-487.)
- [25] 田 野, 杨顺华, 肖保国, 等. 空气节流对煤油燃料超燃冲压发动机燃烧性能影响研究[J]. 宇航学报, 2015, 36(12): 1421-1427.

(编辑:史亚红)