

燃烧室前缘扩张角对旋转爆震冲压发动机的影响

王光宇, 刘卫东, 刘世杰*, 彭皓阳, 张海龙
(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 针对圆柱形隔离段-燃烧室构型的旋转爆震冲压发动机, 开展了总温为 860 K、马赫数为 2 的来流条件下的直连式试验, 探讨了燃烧室前缘扩张角 ($\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$) 对爆震波传播特性、工况范围及压力分布的影响。结果表明: 当燃烧室前缘扩张角为 90° 时, 燃烧模式均为爆燃燃烧; 随着扩张角的减小, 燃烧模式将会向锯齿波和混合模式(包含单波阶段)转换。当燃烧室前缘扩张角为 30° 时, 旋转爆震的自持工况范围最宽且燃烧室压力最高; 同时, 随着燃烧室前缘扩张角减小, 实现混合模式的当量比下限降低。此外, 分析了燃烧模式对来流的影响, 发现: 锯齿波/混合模式燃烧室内存在的周期性高频压力扰动会使隔离段内的激波串位置前移; 混合模式对超声速来流的影响最为显著。

关键词: 旋转爆震冲压发动机; 圆柱形隔离段-燃烧室; 前缘扩张角; 激波串位置; 工况范围

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2024)02-086-08

Effect of combustor leading edge expansion angle on rotating detonation ramjet

WANG Guangyu, LIU Weidong, LIU Shijie*, PENG Haoyang, ZHANG Hailong

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A series of direct-connected tests were conducted on a rotating detonation ramjet with a cylindrical isolator-combustor configuration, under the conditions of a total temperature of 860 K and $Ma = 2$ inflow. The influence of the combustor leading edge expansion angle ($\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$) on the propagation characteristics, operating range, and pressure distribution of detonation waves was investigated. The results indicate that the combustion mode is consistently deflagration when the expansion angle of the leading edge of the combustor is 90° . As the expansion angle gradually decreases, the combustion mode transitions towards sawtooth and hybrid mode (including single wave stage). When the expansion angle of the leading edge of the combustor is 30° , the rotating detonation exhibits the widest self-sustaining operating range and highest combustor pressure. Additionally, as the expansion angle decreases, the lower limit of the equivalence ratio for achieving the hybrid mode decreases. At the same time, the impact of combustion modes on the inflow was analyzed and it was found that the periodic high-frequency pressure oscillation in the sawtooth wave/hybrid mode combustor could cause the positioning of leading edge of the shock train in the isolator to move upstream. The hybrid mode has the most significant impact on supersonic inflow.

Keywords: rotating detonation ramjet; cylindrical isolator-combustor; leading edge expansion angle; shock train location; operating range

与传统爆燃燃烧相比, 爆震燃烧具有更高的热循环效率和更快的释热速率。连续旋转爆震是爆震燃烧的一种应用形式, 相对脉冲爆震发动机和斜爆震发动机具有只需一次点火、推力稳定和工作范围较宽等优点, 并逐渐成为空天推进领域的研究热点。研究表明, 连续旋转爆震在火箭基模态^[1]和吸气式模态^[2]均可实现稳定自持燃烧。吸气式连续旋转爆震发动机通常采用环形燃烧室, 燃料与由进气道压缩后的空气在环形通道内混合之后进入爆震燃烧室, 起爆后形成连续旋转

爆震波, 其高温高压的爆震产物加速排出并产生推力^[3]。

目前, 针对火箭基旋转爆震已经开展了大量的试验和仿真研究, 但吸气式旋转爆震的相关研究则相对较少。Braun 等^[4]建立了吸气式连续旋转爆震循环的分析模型, 结果表明, 氢燃料吸气式旋转爆震发动机能在来流马赫数为 1.5~5 范围内稳定运行。Zhdan^[5]针对 H_2/O_2 预混旋转爆震发动机模型开展了二维无黏数值计算, 结果表明, 吸气式旋转爆震发动机能够在马赫数为 3 的来流

条件下稳定自持。Dubrovskii 等^[6]采用三维数值模拟方法,验证了吸气式连续旋转爆震发动机可以在高度为 20 km、马赫数为 5 的飞行条件下稳定工作。Smirnov 等^[7-8]通过吸气式连续旋转爆震三维数值模拟分析了燃烧室宽度、氧气含量对爆震波稳定性的影响,结果表明,爆震波在富氧条件或燃烧室宽度较窄时传播更加稳定。Wu 等^[9]通过三维数值仿真研究了吸气式旋转爆震发动机的流场,并分析了吸气式旋转爆震发动机中的两种不稳定现象。

在吸气式连续旋转爆震试验研究方面,王超等^[10-11]在直连式试验中成功实现了氢气连续旋转爆震,验证了方案的可行性;此外,还发现了吸气式模式下连续旋转爆震波与来流的三种相互作用方式:超声速来流、亚声速来流和空气加热器受爆震反压影响。Liu 等^[12]在自由射流风洞中实现了氢气连续旋转爆震,结果表明,尾喷管收缩比对燃烧室压力和推进性能有着重要的影响。Frolov 等^[13]在马赫数为 5.7、滞止温度为 1 500 K 的脉冲风洞中,对旋转爆震冲压发动机进行了测试,试验结果表明,在当量比为 0.7 ~ 1.4 的范围内,燃烧模式为旋转爆震模式;在当量比为 1.4 ~ 1.6 的范围内,燃烧模式转化成轴向脉冲爆震模式。Gejji 等^[14]在后台阶稳焰燃烧室中实现预混天然气/空气的连续旋转爆震,其结果表明,爆震波传播速度可达 CJ (Chapman-Jouguet) 速度的 79.9% ~ 89.7%。Wang 等^[15]为了简化旋转爆震发动机结构和减轻质量,提出了圆柱形隔离段-燃烧室的构型,并在该构型下成功实现了乙烯连续旋转爆震。Meng 等^[16]在直连式试验台实现了马赫数为 4 的飞行条件下的液体煤油/空气连续旋转爆震,试验结果表明,旋转爆震波在凹腔下游自持。上述试验和仿真结果表明,吸气式旋转爆震在环形和圆柱形燃烧室内均能稳定自持,并逐渐向工程化发展。

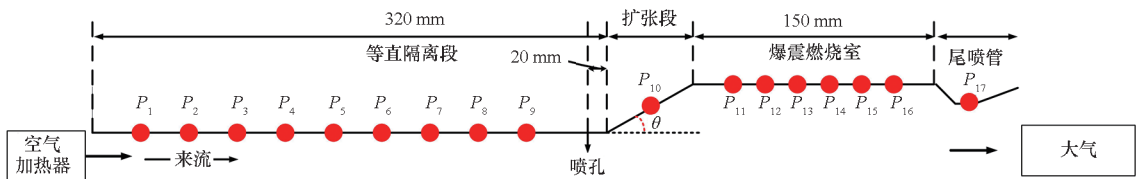
火箭基旋转爆震的研究结果表明,燃烧室外壁面区域积累足够的燃料是形成爆震波的必要条件之一^[17]。圆柱形隔离段-燃烧室旋转爆震冲压发动机构型类似典型前缘突扩凹腔构型^[15],燃

料主要通过剪切层与凹腔内主回流区的相互作用被输运至凹腔内部。当燃烧室前缘扩张角减小之后,燃烧室内的燃料更容易被输运至燃烧室外壁面区域。然而,在冲压基旋转爆震中关于燃料分布对爆震波形成和自持的研究较少。本文以前缘突扩燃烧室为基准构型,并针对不同燃烧室前缘扩张角度,进行一系列非预混直连式旋转爆震试验,分析了燃烧室前缘扩张角对旋转爆震波自持的工况范围、燃烧室压力及燃烧模式变化的影响。

1 试验系统

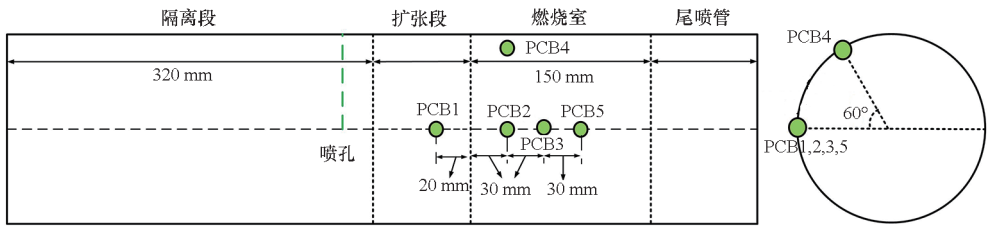
本文试验均是在旋转爆震直连式试验系统上开展的,该系统由供气系统、空气加热器、测量系统、圆柱形隔离段-燃烧室组成。加热器为酒精/氧气/空气三组元燃烧加热器,模拟总温 860 K、总压 440 kPa 的来流条件,加热器出口马赫数为 2.0。加热器提供的来流中氧气体积分数为 21%,与标准大气相当。

图 1 为圆柱形隔离段-燃烧室示意图,包括等直隔离段、扩张段、爆震燃烧室和尾喷管。等直隔离段长度和直径分别为 320 mm 和 56 mm;爆震燃烧室等直段长度为 150 mm,直径为 112 mm;尾喷管喉部直径为 76 mm。乙烯通过沿圆周方向均匀分布的 60 个直径为 0.5 mm 的喷孔喷注,喷孔位于扩张段上游 20 mm 处。试验采用压力测量方案,包括时均压力测量和高频动态压力测量。时均压力测量采用压敏传感器(型号为 Maxwell MPM-480),主要用于测量隔离段、燃烧室、推进剂主管路和集气腔喷注压力,测量频率为 500 Hz,量程为 5 MPa,误差为 0.5% FS (full scale)。燃烧室壁面压力采用压力扫描阀来测量,其压力传感器型号为 MPM282、量程为 700 kPa、采样频率为 200 Hz。在扩张段和爆震燃烧室壁面布置了 5 个压电型高频动态压力传感器(型号为 PCB113B24,采样频率为 2 MHz,精度为 0.035 kPa)。压力传感器布置位置如图 1 (b) 所示,高频压力传感器 PCB2_30 mm_0° 和 PCB4_30 mm_60° 布置在同一轴向位置,相位差为 60°。



(a) 压敏传感器分布

(a) Maxwell pressure transducers installation locations



(b) 高频压力传感器分布

(b) PCB sensor installation locations

图 1 圆柱形隔离段-燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic view of cylindrical isolator-combustor

图 2 为旋转爆震直连式试验时序示意图。试验过程主要包括:三组元加热器管路填充、加热器稳定工作、连续旋转爆震起爆及自持燃烧、爆震熄灭和加热器吹除。当由空气加热器提供的高温空气在发动机内形成稳定流场之后,燃料通过喷孔向发动机内喷注,并与由加热器产生的高温空气在燃烧室内混合形成可燃混合气体。此时采用热射流的方式进行起爆,工

质为 H_2/O_2 ,热射流采用普通火花塞点火,在螺旋扰流管和收缩型面的作用下,利用爆燃向爆震转化 (deflagration to detonation transition, DDT) 过程形成爆震波,爆震波沿切向射入燃烧室、点燃可燃混合气并实现起爆。在达到预设的试验时长之后,关闭燃料供应,采用氮气进行吹除。燃烧熄灭之后,关闭空气加热器推进剂供应,并开启加热器吹除。

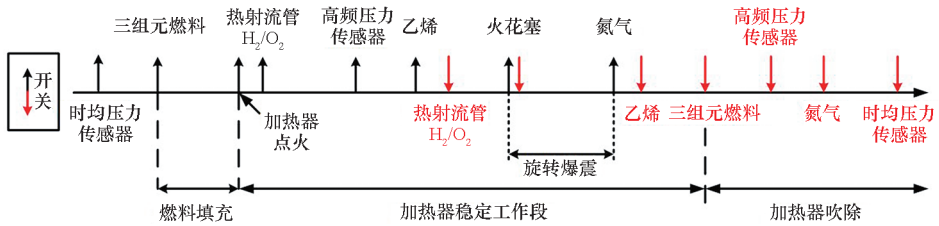


图 2 旋转爆震发动机工作时序

Fig. 2 Time sequence of the continuous rotating detonation experiments

2 试验结果与分析

针对燃烧室前缘扩张角对旋转爆震的影响,开展了一系列直连式试验,在试验过程中,加热器空气流量为 1 kg/s ,并通过乙烯流量的变化来调节当量比。基于高频压力与时均压力数据,分析扩张角对爆震波自持范围、传播特性、压力分布的影响。同时,分析不同燃烧模态对激波串前缘位置的影响。

2.1 燃烧模态和传播特性

试验过程中出现了爆燃模态、锯齿波模态以及混合模态等典型模态。根据燃烧模态的不同,通过工况#1 ~ 工况#3 试验来对其进行介绍,工况及试验结果如表 1 所示,其中 $f, \dot{m}_{\text{Air}}, \Phi, \theta$ 分别代表传播频率、加热器空气质量流量、当量比和燃烧室扩张角度。

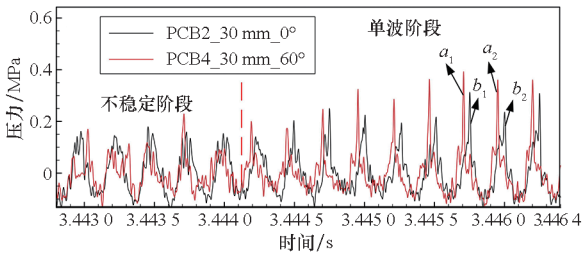
图 3 展示了三种不同燃烧模态的高频动态压

力局部放大图。混合模态中旋转爆震波表现出两种传播阶段:单波阶段 (single wave) 和不稳定阶段 (unstable),如图 3 (a) 所示。在单波阶段时,PCB2 和 PCB4 的压力信号按“ $a_1 \rightarrow b_1 \rightarrow a_2 \rightarrow b_2$ ”规律出现,相位差保持相对稳定,表现为典型的同向传播模态。当传播模态为不稳定阶段时,PCB2 和 PCB4 仍保持高频压力周期性的振荡特性,但相邻压力峰值之间相位差出现明显的波动,且不稳定传播阶段的高频压力峰值低于单波阶段。锯齿波模态的高频压力局部放大图如图 3 (b) 所示,锯齿波模态的高频动态压力依然呈现周期性变化,且 PCB2 和 PCB4 压力峰值的相位差也有不稳定阶段,但锯齿波的高频压力峰的压力上升速率较慢^[18]。图 3 (c) 展示了工况#3 的高频动态压力局部放大图,爆燃模态的高频压力信号无明显的周期性压力振荡,与典型爆震波的高频压力信号有明显区别。

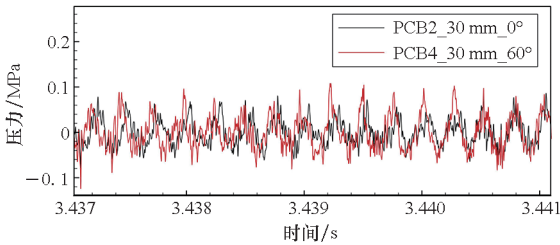
表1 试验工况

Tab.1 Operating conditions

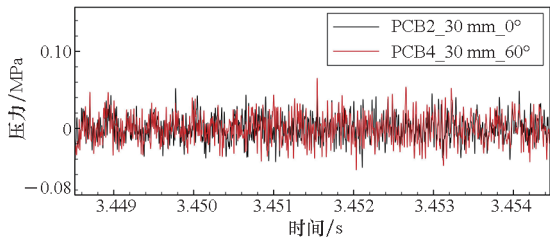
工况	$\dot{m}_{Air}/(g/s)$	Φ	加热器室压/kPa	传播模式	$\theta/(^\circ)$	f/kHz
#1	1002 ± 20	0.72 ± 0.02	441.1	混合	30	3.92
#2	985 ± 20	0.71 ± 0.02	439.2	锯齿波	45	3.78
#3	1006 ± 20	0.69 ± 0.02	445.1	爆燃	60	—
#4	997 ± 20	1.01 ± 0.02	443.2	混合	30	3.84
#5	988 ± 20	1.00 ± 0.02	437.7	混合	45	3.75
#6	1002 ± 20	1.02 ± 0.02	445.1	混合	60	3.74
#7	995 ± 20	0.43 ± 0.02	437.4	爆燃	30	—
#8	998 ± 20	0.62 ± 0.02	439.8	爆燃	30	—
#9	992 ± 20	0.45 ± 0.02	438.6	爆燃	90	—
#10	1004 ± 20	0.60 ± 0.02	441.4	爆燃	90	—
#11	1007 ± 20	0.79 ± 0.02	441.4	锯齿波	45	3.89
#12	998 ± 20	0.88 ± 0.02	439.5	混合	60	3.81



(a) 混合模式
(a) Hybrid mode



(b) 锯齿波模式
(b) Sawtooth wave



(c) 爆燃模式
(c) Deflagration mode

为了进一步探究旋转爆震波和锯齿波传播特性的差异,提取爆震波和锯齿波高频压力峰值进行对比分析,其结果如图4所示。图中虚线代表不同工况下压力峰值的平均值。从图4可见,混合模式(工况#1)的峰值压力分布较为集中,但不稳定阶段的高频峰值压力低于单波阶段,导致部分峰值压力点远低于平均峰值压力,与图3(a)相对应。锯齿波模式(工况#2)中高频峰值压力分布相对集中,但爆震波的高频峰值压力平均值(0.265 MPa)远高于锯齿波(0.094 MPa)。此外,锯齿波模式也存在不稳定性,因全局峰值压力较低,其高频峰值压力分布受不稳定性的影响较弱。与此同时,锯齿波和旋转爆震波都具有明显的快速傅里叶变换(fast fourier transfer, FFT)主频,且锯齿波的主频(3.78 kHz)与爆震波(3.92 kHz)相近,结果如图5所示。虽然锯齿波与爆震波主频相近,但锯齿波峰值压力过低,显著低于旋转爆震波的峰值压力,不符合爆震波的压力特征,因此不宜

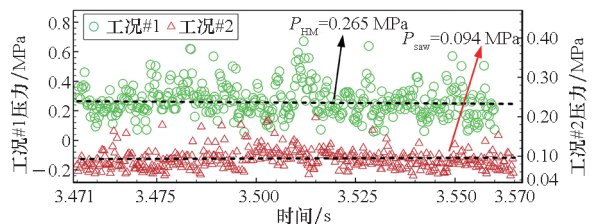


图4 混合模式和锯齿波模式高频压力峰值对比
Fig.4 High-frequency pressure peaks difference between hybrid mode and sawtooth wave mode

图3 不同燃烧模式高频动态压力局部放大图
Fig.3 Local views of the high-frequency dynamic pressure for different combustion modes

把锯齿波视为爆震的一种传播模态,可将其视为爆燃向爆震的过渡模态^[19]。

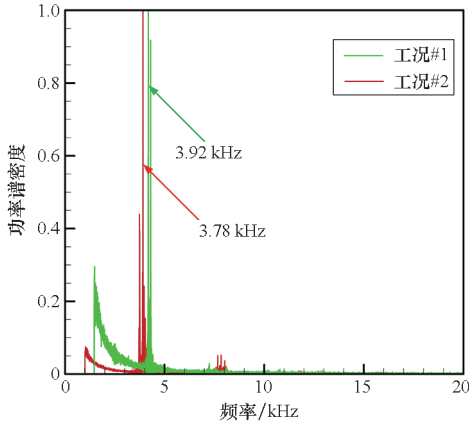


图 5 不同模式下的 FFT 分布图

Fig. 5 FFT distribution for different modes

2.2 工况范围

图 6 展示了在不同扩张角条件下的工况范围及模态分布。三种不同的燃烧模态(爆燃模态、锯齿波模态、混合模态)已经在 2.1 节中进行了讨论。如图 6 所示,当 $\theta = 90^\circ$ 时,燃烧室内无法形成爆震或锯齿波,只能以爆燃模态组织燃烧。此时,燃料主要通过剪切对流作用输运至凹腔内部^[20],因来流流速快,燃料在燃烧室内的滞留时间短,燃烧室外壁区域无法持续积累旋转爆震稳定自持所需的可燃混合气体累积层,导致无法形成旋转爆震。

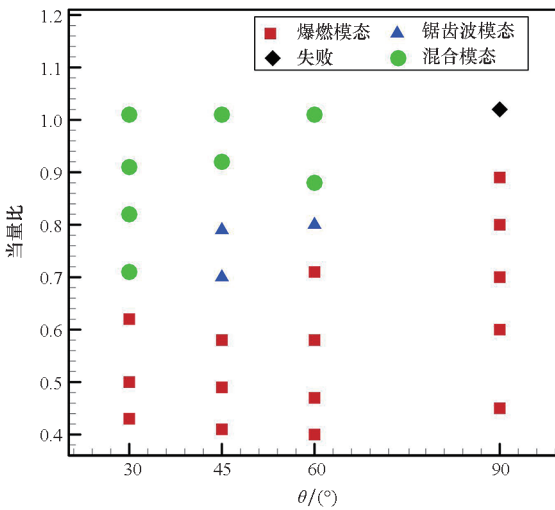


图 6 不同扩张角下的工况范围

Fig. 6 Operating range under different expansion angle

在 θ 由 90° 减小至 30° 的过程中,燃烧室内燃烧组织模式不再为单一的爆燃模态,出现了锯齿波和混合模态,且实现混合模态或锯齿波模态的当量比下限逐渐降低。当 θ 为 45° 和 60° 时,燃烧

模态随着当量比增加以“爆燃模态→锯齿波模态→混合模态”的顺序出现。以 $\theta = 45^\circ$ 的工况进行分析,当量比低时,燃烧室壁面区域积聚的可燃气体不足以满足形成旋转爆震所需的条件,其燃烧模态为爆燃模态。随着当量比的上升,外壁累积的可燃混合气体增加,逐步满足形成锯齿波模态和混合模态的需求,燃烧模态逐步转化成锯齿波模态或混合模态。

在当量比相同时,随着 θ 不断减小,燃烧模态由爆燃模态向锯齿波模态/爆震模态转变。在当量比为 0.8 时,当 θ 减小到 60° 时,其燃烧模态由爆燃模态转换为锯齿波模态;当 θ 进一步降低至 30° 时,其燃烧模态转换成混合模态。随着 θ 减小,燃烧室内次级回流区消失,主回流尺度增加,燃料更容易输运至凹腔内部^[21],从而使燃烧室外壁面区域更容易积聚形成旋转爆震所需的可燃混合气体。

2.3 燃烧室压力和激波串前缘位置

上述试验结果表明,随着燃烧室前缘扩张角减小,形成旋转爆震所需的当量比下限逐步降低,但尚未分析燃烧室扩张角对燃烧室压力及来流的影响。图 7 展示了当量比等于 1 时,不同燃烧室扩张角的隔离段-燃烧室压力分布情况。图 7 中实线为燃烧室外形面,虚线为爆震发动机模型中轴线。由图 7 可知,随着燃烧室扩张角的减小,燃烧室压力逐渐提高。燃烧室各压力测点 ($P_{11} \sim P_{16}$) 的平均值基本相同,偏差值在 ± 5 kPa 之内。受燃烧室反压的影响,隔离段中的超声速来流被减速至亚声速,此时燃烧室处于热壅塞状态。同时,此构型为等直燃烧室,燃烧室各测点处的壁面压力基本一致。此外,同一周向位置不同轴向位置高频压力放大图如图 8 所示,由图 8 可知,爆震波在不同轴向位置的高频压力无明显相位差,这表明

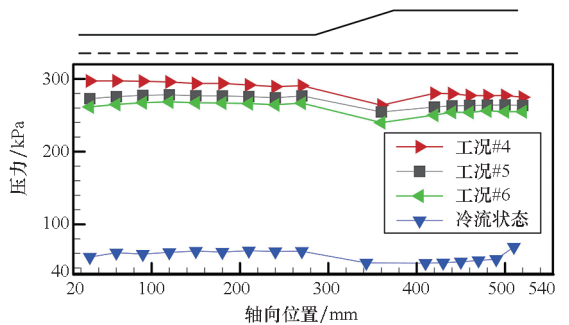


图 7 相近当量比不同燃烧室前缘扩张角爆震发动机沿程压力分布

Fig. 7 Pressure distribution along continuous rotating detonation engine streamwise direction with different expansion angle and similar ER

爆震波高度较高。因此,亚声速来流状态和较高的爆震波高度可能导致燃烧室中压力基本一致。

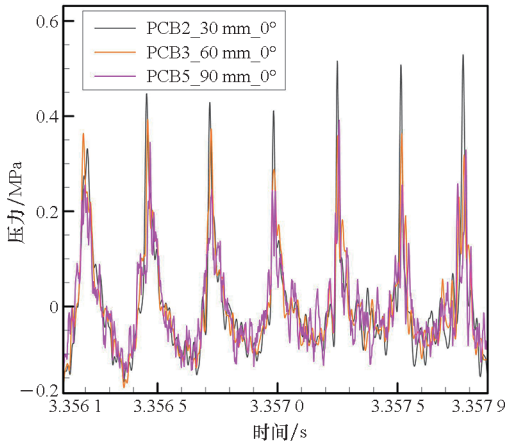


图 8 同一周向位置不同轴向位置高频压力放大图
Fig. 8 Enlarged view of the high-frequency dynamic for same circumferential position but different axial positions

图 9 展示了不同工况条件下的燃烧室压力分布情况,符号用以区分扩张角,颜色用以区分燃烧模态。由图 9 可知,在爆震发动机稳定工作阶段,燃烧室内各测点的壁面压力基本相同,不同压力测点的壁面压力偏差在 ± 5 kPa 之内,故统一采用 P_{11} 的时均压力来代表燃烧室压力。可以发现,当总流量维持相对稳定时,当量比和 θ 为影响燃烧室压力的主要因素。

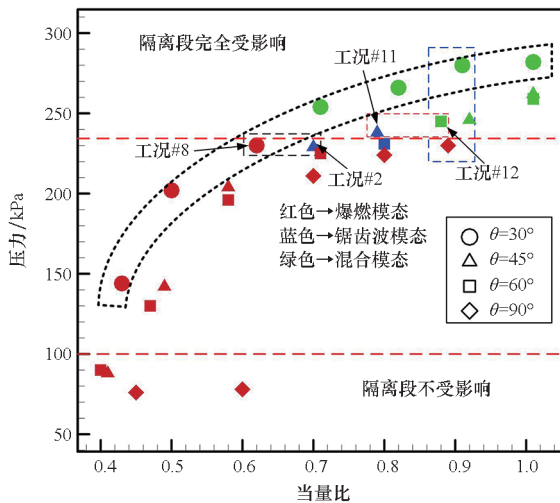


图 9 不同工况下的燃烧室压力分布
Fig. 9 Combustor pressure distributions under different operating conditions

根据隔离段 - 燃烧室压力分布情况可以将燃烧室反压对隔离段的影响分为三种类型,结果如图 9 所示,当燃烧室压力大于 235 kPa 时,受燃烧室背压影响,激波串前缘位置已经推出隔离段,为隔离段完全受影响区域;当燃烧室压力小于

100 kPa 时,隔离段内的超声速来流未受到燃烧室背压影响,为隔离段未受影响区域;当燃烧室压力为 100 ~ 235 kPa 时,受燃烧室反压影响产生的激波串位于隔离段内。

以 $\theta = 30^\circ$ 的试验工况来分析当量比对燃烧室压力的影响,结果如图 10 所示,隔离段 - 燃烧室时均压力由压力扫描阀测量,其传感器测量频率为 200 Hz,远低于旋转爆震波传播频率,因此隔离段 - 燃烧室压力曲线无明显振荡。在 θ 不变的情况下,随着当量比的增加,燃烧室压力不断提升,该提升效应对低当量比尤为明显。在当量比小于 0.7 时,前缘渐扩燃烧室的压力远高于 $\theta = 90^\circ$ 的燃烧室,当 $\theta = 30^\circ$ 时,两种燃烧室构型的压差最为明显,结果如图 11 所示。在当量比为 0.4 时, $\theta = 90^\circ$ (工况#9) 的燃烧室压力仅为 80 kPa,显著低于 $\theta = 30^\circ$ (工况#7) 的燃烧室构型 (143 kPa),室压差为 63 kPa;并且在当量比增加至 0.6 时,两种燃烧室之间的压差更加明显,表明前缘渐扩的燃烧室构型能够在低当量比的工况下更好地组织燃烧。

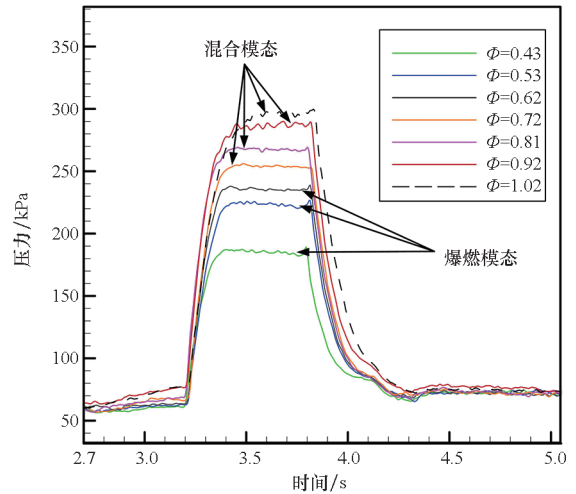


图 10 不同当量比的燃烧室压力 ($\theta = 30^\circ$)
Fig. 10 Combustor pressure under different equivalence ratio with $\theta = 30^\circ$

以上结果讨论了燃烧室前缘扩张角对燃烧室压力的影响,但尚未分析燃烧模态对激波串位置的影响机制。如图 9 所示,红色虚线方框和黑色虚线方框分别标记了两组燃烧室压力相近但燃烧模态不同的工况:工况#11 (锯齿波模态)和工况#12 (混合模态);工况#8 (爆燃模态)和工况#2 (锯齿波模态),其发动机壁面压力分布结果如图 12 所示。从图 12(a) 可得,当燃烧室压力相近时,混合模态(工况#12)比锯齿波模态(工况#11)对来流的影响更明显。图 13 展示了工况#11 和

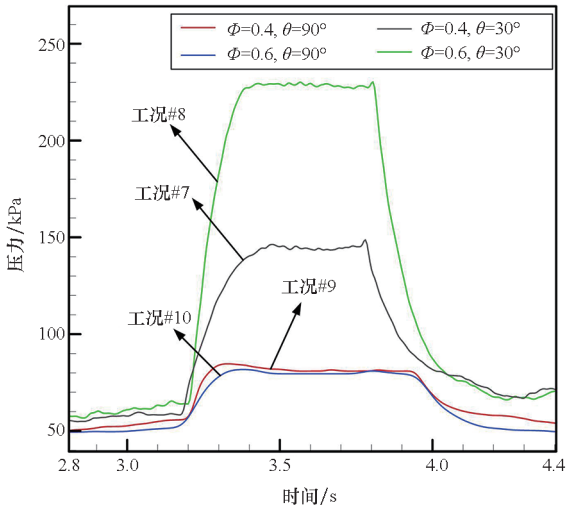


图 11 当量比相同不同扩张角的燃烧室压力

Fig. 11 Combustor pressure under different expansion angle with close equivalence ratio

工况#12 的高频动态压力放大图, 燃烧室中混合模态高频压力峰值(工况#12)明显高于锯齿波模态(工况#11), 表明平均压力相同的情况下, 高频压力峰值越高, 激波串位置越靠上游^[22]。如图 12(b) 所示, 工况#8 和工况#2 的燃烧室压力相同(230 kPa), 但工况#2 的激波串位置相对于工

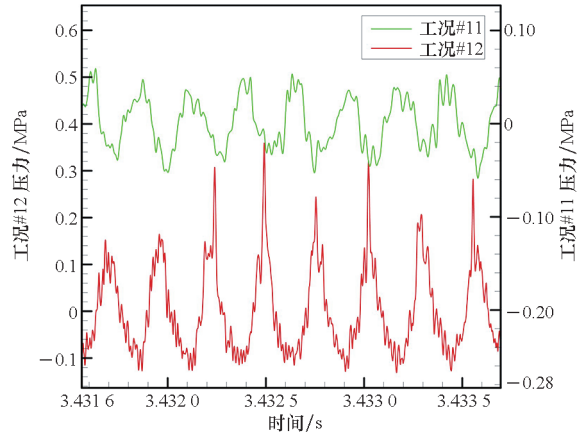


图 13 不同燃烧模态高频动态压力局部放大对比
Fig. 13 Comparison of enlarged view of high-frequency dynamic pressure for different combustion modes

况#8 更靠近隔离段上游, 这是由于工况#2 (锯齿波模态) 燃烧室存在周期性高频振荡。但由于锯齿波高频峰值压力较弱, 相对于稳定爆燃来说, 其对激波串前缘位置的影响不是很明显。综上可得, 在燃烧室压力相近的情况下, 因锯齿波/混合模态燃烧室中存在周期性高频压力振荡, 激波串位置更靠上游; 在燃烧室压力相近且燃烧室内都有周期性高频压力扰动时, 混合模态的高频峰值压力更高, 使得其对激波串位置的影响更加明显。因此, 在旋转爆震冲压发动机隔离段的设计中, 需要考虑燃烧模态对来流的影响, 避免进气道不启动的现象。

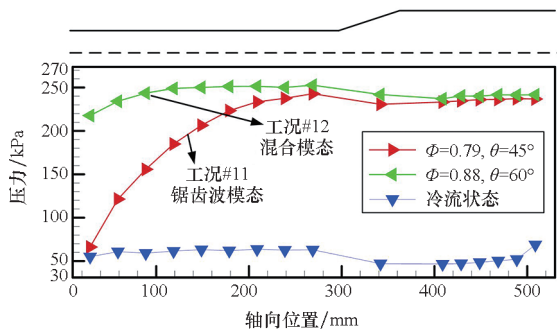
3 结论

本文开展了一系列不同燃烧室前缘扩张角的直连式旋转爆震试验, 通过分析其隔离段-燃烧室壁面时均压力及高频动态压力, 得到以下结论:

1) 在前缘渐扩的圆柱形隔离段-燃烧室直连式试验中成功实现了乙烯旋转爆震, 并发现了爆燃、锯齿波和混合模态(包含单波阶段), 其中锯齿波及混合模态仅在前缘渐扩燃烧室中出现。

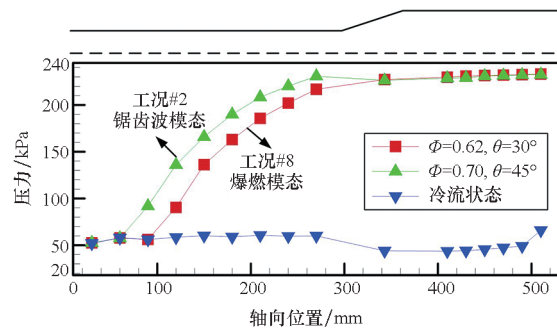
2) 当 θ 为 90° 时, 燃烧模态为爆燃, 当 θ 减小时, 燃烧模态开始出现锯齿波和混合模态。当 θ 为 30° 时, 旋转爆震的自持范围最宽。随着燃烧室前缘扩张角减小, 燃烧室次级回流区小时, 主流区尺度增大, 导致燃料更容易输运至燃烧外壁面区域, 满足形成锯齿波/旋转爆震所需的条件。此外, 随着 θ 的减小, 燃烧室压力升高, 该现象在低当量比时尤为明显。

3) 根据隔离段-燃烧室的壁面压力分布情况, 可分为隔离段完全不受影响区域, 隔离段部分



(a) 锯齿波模态和混合模态

(a) Sawtooth wave mode and hybrid mode



(b) 锯齿波模态和爆燃模态

(b) Sawtooth wave mode and deflagration mode

图 12 爆震发动机沿程压力分布

Fig. 12 Pressure distribution along the continuous rotating detonation engine streamwise direction

受影响区域,以及隔离段完全受影响区域。同时,在燃烧室压力相近的情况下,混合模态对超声速来流的影响明显强于锯齿波模态和爆燃模态。

参考文献 (References)

- [1] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204–1216.
- [2] WOLAŃSKI P. Detonative propulsion [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125–158.
- [3] 王超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 高温来流下的连续旋转爆震验证试验 [J]. *推进技术*, 2016, 37(3): 578–584.
WANG C, LIU W D, LIU S J, et al. Validating experiment of continuous rotating detonation under high total temperature air [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(3): 578–584. (in Chinese)
- [4] BRAUN E M, LU F K, WILSON D R, et al. Airbreathing rotating detonation wave engine cycle analysis [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1): 201–208.
- [5] ZHDAN S A. Mathematical model of continuous detonation in an annular combustor with a supersonic flow velocity [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2008, 44(6): 690–697.
- [6] DUBROVSKII A V, IVANOV V S, ZANGIEV A E, et al. Three-dimensional numerical simulation of the characteristics of a ramjet power plant with a continuous-detonation combustor in supersonic flight [J]. *Russian Journal of Physical Chemistry B*, 2016, 10(3): 469–482.
- [7] SMIRNOV N N, NIKITIN V F, STAMOV L I, et al. Rotating detonation in a ramjet engine three-dimensional modeling [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 213–224.
- [8] SMIRNOV N N, NIKITIN V F, STAMOV L I, et al. Three-dimensional modeling of rotating detonation in a ramjet engine [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 163: 168–176.
- [9] WU K, ZHANG S J, LUAN M Y, et al. Effects of flow-field structures on the stability of rotating detonation ramjet engine [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 168: 174–181.
- [10] WANG C, LIU W D, LIU S J, et al. Experimental verification of air-breathing continuous rotating detonation fueled by hydrogen [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(30): 9530–9538.
- [11] 王超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 吸气式连续旋转爆震与来流相互作用 [J]. *航空学报*, 2016, 37(5): 1411–1418.
WANG C, LIU W D, LIU S J, et al. Interaction of air-breathing continuous rotating detonation with inflow [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(5): 1411–1418. (in Chinese)
- [12] LIU S J, LIU W D, WANG Y, et al. Free jet test of continuous rotating detonation ramjet engine [C]// *Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, 2017.
- [13] FROLOV S M, ZVEGINTSEV V I, IVANOV V S, et al. Hydrogen-fueled detonation ramjet model: wind tunnel tests at approach air stream Mach number 5.7 and stagnation temperature 1 500 K [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(15): 7515–7524.
- [14] GEJJI R M, BUSCHHAGEN T, SLABAUGH C D. Occurrence of rotating detonation waves in a jet-stabilized combustor with premixed injection [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2021, 37(4): 645–649.
- [15] WANG G Y, LIU W D, LIU S J, et al. Experimental verification of cylindrical air-breathing continuous rotating detonation engine fueled by non-premixed ethylene [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 189: 722–732.
- [16] MENG H L, XIAO Q, FENG W K, et al. Air-breathing rotating detonation fueled by liquid kerosene in cavity-based annular combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 122: 107407.
- [17] ZHANG H L, LIU W D, LIU S J. Research on H₂/air rotating detonation in the hollow chamber with double injection [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(44): 23067–23074.
- [18] 彭皓阳. 碳氢燃料旋转爆震燃烧机理研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2020.
PENG H Y. Combustion mechanism of hydrocarbon continuous rotating detonation [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020. (in Chinese)
- [19] PENG H Y, LIU W D, LIU S J, et al. Experimental investigations on ethylene-air continuous rotating detonation wave in the hollow chamber with Laval nozzle [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 137–145.
- [20] 孙明波, 耿辉, 梁剑寒, 等. 超声速来流稳焰凹腔上游气体燃料横向喷注的流动混合特征 [J]. *推进技术*, 2008, 29(3): 306–311.
SUN M B, GENG H, LIANG J H, et al. Mixing characteristics of gaseous fuel injection upstream of a flameholding cavity in supersonic flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(3): 306–311. (in Chinese)
- [21] 贾真, 吴迪, 朴英, 等. 凹腔前缘角对超声速燃烧室性能的影响 [J]. *航空动力学报*, 2012, 27(5): 993–998.
JIA Z, WU D, PIAO Y, et al. Effect of cavity leading edge angle on performance of super-sonic combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5): 993–998. (in Chinese)
- [22] CAI J H, ZHOU J, LIU S J, et al. Effects of dynamic backpressure on shock train motions in straight isolator [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 141: 237–247.

(编辑: 梁慧, 杨琴)