



推进技术
Journal of Propulsion Technology
ISSN 1001-4055, CN 11-1813/V

《推进技术》网络首发论文

题目：双排凹腔燃烧室释热区转移过程中的特性研究
作者：吴振杰，张启帆，罗苇航，高占彪，岳连捷
DOI：10.13675/j.cnki.tjjs.2209090
网络首发日期：2023-02-10
引用格式：吴振杰，张启帆，罗苇航，高占彪，岳连捷. 双排凹腔燃烧室释热区转移过程中的特性研究[J/OL]. 推进技术. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.2209090>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

双排凹腔燃烧室释热区转移过程中的特性研究

吴振杰^{1,2}, 张启帆¹, 罗苇航¹, 高占彪¹, 岳连捷^{1,2}

1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049

摘要: 为探究多凹腔燃烧室前后排凹腔释热区转移过程中的演化特性, 利用直连台在 Ma3.0 条件下进行总当量比(φ_T)不变, 前排凹腔当量比(φ_1)增加, 后排凹腔当量比(φ_2)降低的试验。 φ_1 较低时, 前排凹腔为凹腔剪切层稳焰, 后排凹腔为射流尾迹稳焰。当 φ_1 增加到一定值, 前排凹腔火焰由凹腔剪切层稳焰转换为射流尾迹稳焰, 致使沿程压力出现突变。由于 φ_1 较低, 当地释热不足以维持火焰为射流尾迹稳焰, 前后排凹腔燃烧耦合使得前排凹腔火焰在两种稳焰模式之间切换。 φ_1 继续增加, 前排凹腔的释热使火焰稳定在射流尾迹稳焰。之后 φ_1 继续增加, 前排凹腔火焰出现不对称的情况, 这种不对称是随机的, 且随着当量比的增加变得更加明显且持续时间更长。 φ_1 继续增加使得前排凹腔出现火焰闪回现象。

关键词: 双排凹腔; 燃烧室; 稳焰; 超声速燃烧; 火焰不对称

中图分类号: V235.21

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209090

Characteristics of Combustor with Dual-rows Cavities During the Heat Release Zones Transferring

WU Zhen-jie^{1,2}, ZHANG Qi-fan¹, LUO Wei-hang¹, GAO Zhan-biao¹, YUE Lian-jie^{1,2}

1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract: To explore the evolution characteristics of the transfer process of the heat release area in the first and second rows of cavities of the combustor, under the condition of Ma3.0 inflow, the direct-connect facility was used to carry out the experiment in which the total equivalence ratio (φ_T) remained unchanged, the injection equivalence ratio of the first injection point (φ_1) gradually increased, and the injection equivalence ratio of the second injection point (φ_2) gradually decreased. When φ_1 is low, the flame in the first row of cavities is the cavity shear-layer stabilized combustion, and the flame in the second row of cavities is jet-wake stabilized combustion. When φ_1 increases to a certain extent,

基金项目: 国家自然科学基金 (U2141220; 11902325)。

作者简介: 吴振杰, 博士生, 研究领域为超燃冲压发动机燃烧技术。

通讯作者: 张启帆, 博士, 助理研究员, 研究领域为超燃发动机内流。E-mail: zhangqifan@imech.ac.cn

and the flame stabilization mode of the first row of cavities transitioned from the cavity shear-layer stabilized combustion to the jet-wake stabilized combustion, resulting in an abrupt change in the pressure distribution. Since φ_1 is relatively low, the local heat release is not enough to maintain the first row of cavities as the jet-wake stabilized combustion. Under the coupling effect of the first and second cavities, the flame will switch back and forth between the two flame stabilization modes. As φ_1 continues to increase, the heat release of the first row of cavities can make the flame of the first row of cavities stabilized in the jet wakes. As φ_1 continues to increase, the flames on the upper and lower walls of the first row of cavities will be asymmetrical, which is random. This asymmetry will become more pronounced and last longer as the equivalence ratio increases. Finally, φ_1 increases to a certain extent, the flame flashback phenomenon occurs.

Key words: Dual-rows cavities, Combustor, Flame stabilization, Supersonic combustion, Flame asymmetry

1 引言

双模态超燃冲压发动机被认为是未来空间运输和高速武器的一种理想的动力系统,因此超燃冲压发动机一直是各航空航天强国的研究热点。由于超声速气流在发动机内停留时间极短,为了能够在极短的驻留时间内实现燃烧室火焰的稳定,目前最常见的方案是在超燃冲压发动机内设置火焰稳焰器,凹腔结构可通过增加燃料的掺混效率和延长燃料在发动机内的停留时间来稳定火焰^[1],并且凹腔结构较为简单、产生的阻力相对较小,得益于上述优势,所以凹腔结构被广泛应用于超燃冲压发动机的燃烧室设计中^[2-6]。

燃烧室内凹腔稳焰器的存在使得燃烧室内火焰具有独特的形态特性^[7-12]和火焰传播^[13,14,15]特性。在研究凹腔作为火焰稳定器的超燃冲压发动机火焰形态时, Micka 等^[8,9]发现来流总温的不同会使得火焰存在两种不同的稳焰模态:当空气来流总温较低时,火焰稳定在凹腔剪切层内,命名为凹腔稳焰模态;当来流总温较高时,火焰稳定在燃料喷注点下游较短的距离内,命名为射流尾迹稳

焰模态。孙明波等^[10]通过试验和数值计算解释两种稳焰模式的基本火焰稳定机理。不同的稳焰模式之间流场结构存在明显的差异性,对此张旭^[11,12]在仿真和试验中均发现,当单排凹腔结构下的燃烧室出现稳焰模式转换时,燃烧室内压力和推力性能产生突变。除了上述的两种稳焰模式,人们还发现在一些工况下会出现火焰前传至燃料喷孔上游且燃烧不稳定的情况并将其命名为火焰闪回。在 Ma2.1 来流的直连试验中,通过高速相机拍摄火焰的方式发现火焰在凹腔与喷孔上游之间闪回的详细过程^[13]。通过 OH PLIF 技术, O' Byrne 等^[14]发现在分离区内的火焰闪回现象是由燃烧释热产生的背压驱动的。通过数值计算和试验, Zhang 等^[15]发现边界层内的低速区和回流区的形成是火焰闪回的关键诱因。燃烧不稳定的出现对飞行器是不利的^[16],当燃烧不稳定达到一定程度可能会导致熄火或者火焰前传使得进气道不起动,这些情况都会导致发动机失去推力甚至导致飞行器故障^[17,18]。

上文关于火焰形态的研究结果都是在单凹腔或者是单排凹腔构型下的结果,然而在

当前的燃烧室性能研究中，往往会采用多组凹腔和多喷注点的设计来实现高效燃烧、提升发动机宽速域适应性^[19-25]，因此对多凹腔燃烧室构型进行研究能具有重要的工程意义。已有大量研究表明多凹腔结构的燃烧室中，燃料掺混、点火过程、火焰结构以及火焰稳焰机制均有所区别。研究证明采用多凹腔结构进行火焰稳定能实现高效燃烧，提升发动机性能^[19,20]。数值模拟研究多凹腔燃烧室对增强混合、燃烧的影响，发现凹腔串联、凹腔并联均能增强混合^[21]。三维数值计算结果也表明在串联双凹腔燃烧室构型中，前凹腔未燃烧的燃料可以在后凹腔继续燃烧，这有利于燃料混合和火焰稳定^[22]。Yang等^[23,24]通过试验和数值计算研究了定工况下并联双凹腔和串联双凹腔构型燃烧室的点火过程和火焰结构及稳焰机理，发现并联凹腔中释热主要在凹腔位置，燃烧较强，串联凹腔由于前凹腔燃烧的存在会使得后凹腔燃烧更强。朱韶华^[25]在多凹腔燃烧室中研究不同喷注组合对燃烧的影响发现，采用上下游的两级喷注能形成较宽范围的亚声速区，有利于燃料的燃烧释热。上述的这些关于多凹腔构型的研究都是在定工况下进行的，并没有对火焰转换过程中的特点进行研究。

随着超燃冲压发动机关键技术的攻破，美国的 X-51A^[26]和俄罗斯的“锆石”^[27]的成功试飞，使得人们对拓宽超燃冲压发动机飞行速域的需求变得更加急迫。为了更好地满足发动机对宽速域飞行的需求，在发动机设计过程中必须考虑不同飞行马赫数下对发动机内燃料喷注和燃烧释热位置的需求，解决不同飞行速度对燃烧室面积扩张比要求不同的问题^[28]。因此速域的变化必然会带来燃烧室燃烧区位置的一个转移，但是纵观以往的研究，多是从一种稳态视角或是针对当量比局部变化下的突变现象进行研究，对于实际可能出现的燃料喷注策略大幅变化驱动的释热区变化却鲜有研究。这种燃烧区转换过程中的动态变化特性对于发动机性能实现平稳、可靠的过渡会造成怎样的影响还犹未可知。因此本文在燃烧室入口 Ma3.0 条件下对于多

凹腔燃烧室内释热区转移过程中火焰形态及压力变化特性进行研究。

2 方法

2.1 试验台介绍

本文试验利用直连式超声速燃烧试验台进行。该试验台通过烧氢补氧的方式来模拟实际燃烧室的进口来流条件。高压空气、氧气和氢气依次通过减压阀和流量计实现定量调配后进入加热器，掺混后的气体在加热器内燃烧达到试验所需的压力和温度，并保证氧气摩尔百分比为 21%。加热器出来的气体经过拉瓦尔喷管加速至试验所需的马赫数，并进入试验段内。试验模拟飞行马赫数 6.0，飞行高度 27km。试验喷管名义马赫数为 Ma3.0，对应的总温、总压分别为 1657K 和 2.10MPa。试验来流静压 42.0kPa，作为无量纲化压力数据。

试验时序如图 1 所示，试验中加热器的有效工作时间为 $t_0 \sim t_6$ ，约为 5.5s。试验中设置了引导氢引燃环节，拟借助氢气的易燃和高热值特性，确保试验的点火成功率。在 $t_0=10.0s$ 时刻，引导氢开始喷注，同时火花塞开始工作。在 $t_1=11.0s$ 时刻，燃料乙烯开始喷注，随后在 $t_2=11.20s$ 和 $t_3=11.50s$ 引导氢气和火花塞依次关闭，之后只有乙烯喷注。纯乙烯喷注时间 $t_3 \sim t_6$ 共 4s，此阶段即为试验有效时间。试验采用了台阶式当量比调节策略，其中 $t_3=11.50s$ 到 $t_4=12.20s$ 为初始当量比 ϕ^i 平台， t_4 到 $t_5=14.30s$ 为当量比连续变化区间， t_5 到 $t_6=15.50s$ 为终了当量比 ϕ^f 平台。

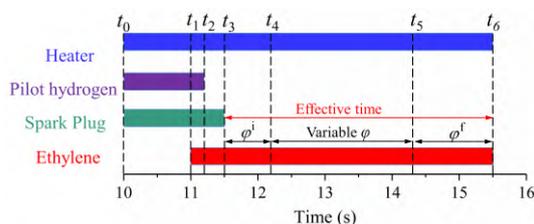


Fig.1 Brief description of the experimental steps and the time sequence

2.2 试验模型及数据采集设备

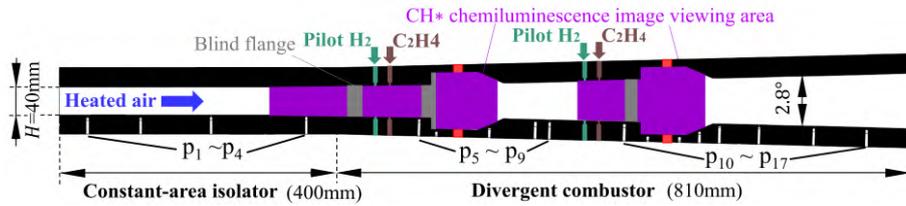


Fig.2 Schematic diagram of the test model

为了研究当量比动态调节过程中多凹腔燃烧室内火焰形态及压力变化特性，试验模型采用了双排四凹腔的矩形流道燃烧室设计，如图 2 所示。燃烧室上下对称，进口尺寸为 40mm（高）×80mm（宽），包括长度 400mm 的等截面隔离段和长度 810mm 等角度 2.8° 对称上下扩张的燃烧室，燃烧室宽度为 80mm 不变。在扩张段前后安装两组凹腔，两组凹腔结构相同见图 3，凹腔深 17mm，底部长 65mm，每个凹腔底部都安装有火花塞，每组凹腔的点火器可以单独控制。在每组凹腔的上游，都有相同的两排喷孔，第一排上下各有 5×φ1.2mm 乙烯喷孔，位于凹腔前缘 60mm 的位置，第二排上下各有 4×φ1.0mm 的引导氢气喷孔，位于凹腔前缘上游 80mm 位置

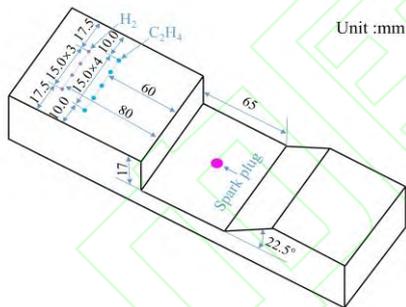


Fig.3 Schematic diagram of cavity

如图 2 所示，为了测量燃烧室模型壁面压力，下壁面布置了 17 个测点。为了捕捉试验过程中壁面压力的高频动态特性，使用了天沐“NS-3”动态压力传感器，并通过东华“DH5939E”系统进行高频信号的采集，传感器量程 1MPa，准确度 0.25%，采样频率 5000Hz。在碳氢燃料火焰的测量中，采用了广泛应用的非接触式 CH* 自发光测量方法，CH* 自发光强度反映燃烧氧化反应的释热率。试验中通过添加了波长为 430±10nm、峰值透过率 0.882 滤光片的高速相机直接对火焰进行拍摄，可捕捉到 431nm 波段的图像，即 CH* 在

燃烧区域的发光强度。拍摄区域如图 2 所示覆盖了两个凹腔及其上游区域，试验中拍摄使用的高速相机为 PHANTOM 公司的 v1612。试验拍摄曝光时间 50μs，帧率 4000fps，分辨率 1280 像素×800 像素。

乙烯燃料采用电动调压阀实现当量比的动态调节，通过差压式孔板流量计获得乙烯流量，其中差压变送器的量程范围 0.4~40kPa、准确度 0.1%，可保证高精度的流量测量。模型中两排乙烯喷孔是通过不同的电动调压阀和流量测量系统实现流量单独控制和测量。为了保证各个测量系统触发的同步性，试验中使用相同的 TTL(Transistor-Transistor Logic)信号来触发所有的测量系统，同时各测量系统的采集时间均将覆盖整个试验有效时间段。

3 结果与讨论

为探究多凹腔燃烧室前后排凹腔释热区转移过程中的非定常演化特性，设计了表 1 所示的试验。试验过程中为了实现释热区由后排凹腔到前排凹腔的大范围转移，前排凹腔喷注当量比由 0.09 线性增加到 0.24，同时后排凹腔当量比由 0.24 线性降低至 0.09，整个动态调节过程中保证燃烧室总当量比不变。 ϕ_1 、 ϕ_2 和 ϕ_T 分别代表在前排凹腔上游喷注的乙烯当量比，后排凹腔上游喷注乙烯当量比和总当量比。

Table1 Experimental arrangement of test

ϕ_1	ϕ_2	ϕ_T
0.09~0.24	0.24~0.09	0.33~0.33

3.1 试验阶段的划分及依据

图 4 为模型上测点 P5、P7、P9、P13 压力随时间变化曲线，具体测点位置见图 2，测点

P5 位于前排凹腔上游，测点 P7、P9 和 P13 分别位于前排凹腔后缘、前后排凹腔之间和后排凹腔后缘。图中 12.20s 到 14.30s 两条红色虚线之间为当量比变化区间。图中 φ_1^i 和 φ_2^i 分别为当量比变化的初始前排凹腔喷注当量比和后排凹腔喷注当量比， φ_1^f 和 φ_2^f 分别为当量比变化的最终前排凹腔喷注当量比和后排凹腔喷注当量比。根据测点的压力特性可以将整个试验过程划分成 S0~S5 共六个阶段。

Table2 Start and end parameters of each stage

stage	period/s	Equivalent ratio	
		start	End
S1	12.20~12.57	$\varphi_1 = 0.09$	$\varphi_1 = 0.12$
		$\varphi_2 = 0.24$	$\varphi_2 = 0.21$
S2	12.57~12.84	$\varphi_1 = 0.12$	$\varphi_1 = 0.14$
		$\varphi_2 = 0.21$	$\varphi_2 = 0.19$
S3	12.84~14.00	$\varphi_1 = 0.14$	$\varphi_1 = 0.22$
		$\varphi_2 = 0.19$	$\varphi_2 = 0.11$
S4	14.00~14.30	$\varphi_1 = 0.22$	$\varphi_1 = 0.24$
		$\varphi_2 = 0.11$	$\varphi_2 = 0.09$

表 2 列出了各阶段对应的时间和当量比区间。首先将 12.20s 到 12.57s 划分为 S1 阶段，该阶段内虽然前后排凹腔当量比均已开始变化，但是四个测点压力依然没有明显的变化，这表明两凹腔处的燃烧强度变化非常小。但在 12.57s，前排凹腔附近测点 P5、P7、P9 和 P13 的压力出现突变，表征此时进入了新的阶段。将压力突变之后的 12.57s 到 12.84s 划为 S2 阶段，此时燃烧室前排凹腔及上游的压力出现明显的增加。同时，前排凹腔上游测点 P5 和后排凹腔测点 P13 的压力出现明显的振荡。直到 12.84s，前排凹腔上游测点 P5 的压力大幅值的波动消失，表明 S2 阶段结束。随后的 12.84s 到 14.0s 为 S3 阶段，该阶段能看到前排凹腔段压力随 φ_1 的增加而增加，同时后排凹腔段压力随当量比的减小而降低。到 14.0s，前后排凹腔后缘测点 P7 和 P13 压力脉动幅值有明显增加。而在这脉动幅度的切换过程中，还伴随有短期的大幅波动调整过程(约 13.80s~14.00s)。

为此，将 14.0s 到 14.3s 归为 S4 阶段。该阶段虽然 φ_1 变化继续增加，但测点压力却无明显的变化。下面将对各阶段内的流场特点和各阶段转换时的动态过程进行介绍和分析。

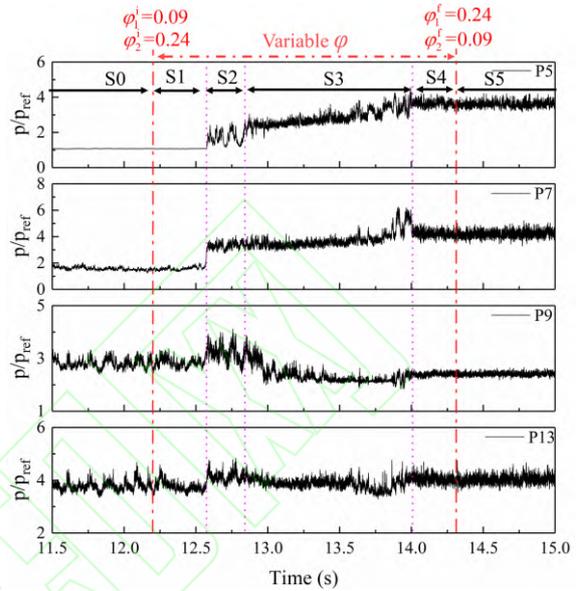


Fig.4 Typical measuring point pressure ratio vs. time

3.2 稳焰模式切换过程 S1 及 S2 阶段分析

首先在 S0 阶段，当量比不变，因此压力也没有明显变化。但是 S1 阶段，此时 φ_1 已开始增加，但是燃烧室内压力较初始当量比平台的 S0 阶段却并未明显变化，前排凹腔及上游测点压力依旧较小。为了更好地了解 S1 阶段的流场特性，图 5 给出了 12.00s (S0 阶段) 和 12.50s (S1 阶段) 两个典型时刻的 CH* 发光图谱，图中用箭头标注了燃料喷注位置以及用灰色突出显示了燃烧室固壁区域。相较 12.00s，在 12.50s 时 φ_1 已从 0.09 增加至 0.11。但是两个时刻的火焰形态基本相同，前排凹腔为凹腔剪切层稳焰，后排凹腔为射流尾迹稳焰。Zhang 等^[29]通过试验研究发现，当处于凹腔剪切层稳焰模式时，凹腔附近压力对当量比变化非常不敏感，因此图 5 中两时刻的火焰强度基本相同，这也能很好地解释图 4 中在 S1 阶段内压力保持不变的现象。此外，当前排凹腔处于凹腔剪切层稳焰模式时，其局部燃烧效率较低、释热

距离也相对较长，由此可知，此时前后排凹腔释热区是连接在一起的。

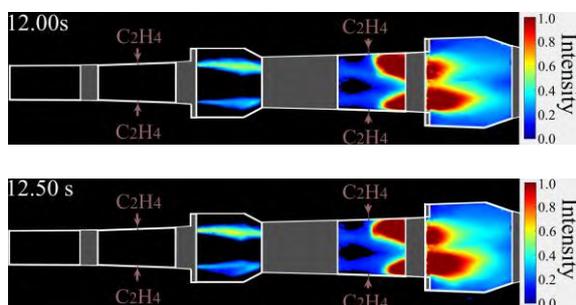


Fig.5 Typical flame in the S1 stage

随着 ϕ_1 继续增加，图 4 中在 12.57 s 前后两处凹腔附近压力都出现明显的突变，表明燃烧区释热特性发生了变化，进入到了新的阶段 S2。对此图 6 给出了 12.57s 突变时刻附近的 CH^* 图片，对图片进行分析。可以看到，在压力突变前 ($t=12.565\text{s}$)，前排凹腔依然为凹腔剪切层稳焰。之后随着 ϕ_1 的增加，在压力突变后 ($t=12.585\text{s}$)，前排凹腔火焰前端已上传至燃料喷孔下游，此时前排凹腔火焰为明显的射流尾迹稳焰，前后排凹腔之间的 CH^* 发光消失，两凹腔释热区断开连接。由此可以判断，该压力突变是由于前排凹腔稳焰模式转变引起，稳焰模式转变可导致压力突变，已有文献报道^[11,12,29,30]，但是对于双排凹腔燃烧室构型中稳焰模式转换导致的压力变化却少有研究，图 7 为两种稳焰模式的沿程压力及稳焰模式转换前后的压力差值，其中 12.565s 时前排凹腔为凹腔剪切层稳焰，12.585s 时前排凹腔为射流尾迹稳焰， Δp 为稳焰模式转换前后沿程压力的差值。从图中可以看出，稳焰模式转换前后前排凹腔附近压力存在较大的变化幅值，这说明稳焰模式转换会导致前排凹腔附近的压力突变，但是后排凹腔附近的压力变化幅值较小。这也与图 6 中前排凹腔稳焰模式转换过程中，后排凹腔火焰强度变化较小相吻合。稳焰模式由凹腔剪切层稳焰转换为射流尾迹稳焰之后的 S2 阶段 ($t=12.57\text{s} \sim 12.84\text{s}$)， ϕ_1 由 0.12 增加到 0.14， ϕ_2 由 0.21 降低至 0.19，前排凹腔上游的测点 P5 的压力存在着明显的振荡。对此段时间内

压力进行小波分析，图 8 为测点 P5 小波分析的结果，小波分析中参数选择如下：小波类型选择实数 Morlet 小波，小波分析结果选择 PSD SSA 进行结果展示。在 12.58s 到 12.84s 内，存在一定的能量集中，但随着当量比变化也存在一定的波动。具体来看，在 25Hz、50Hz、75Hz 附近出现了较为明显的能量集中，且三者存在明显的倍频关系。因此为了探究这个过程中压力振荡的原因，下面截取频率最小的 25Hz 作为基频，对周期最长的单个区间 ($t=12.640\text{s} \sim 12.690\text{s}$) 内的压力和燃烧室内火焰进行分析。

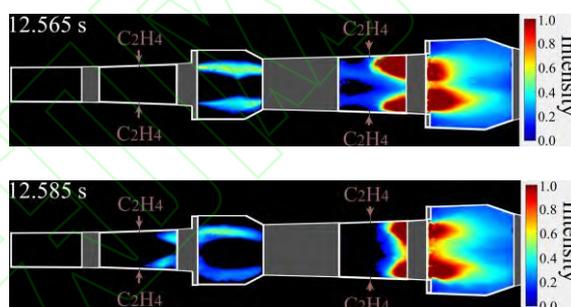


Fig.6 Flame changes when the S1 stage transitions to the S2 stage

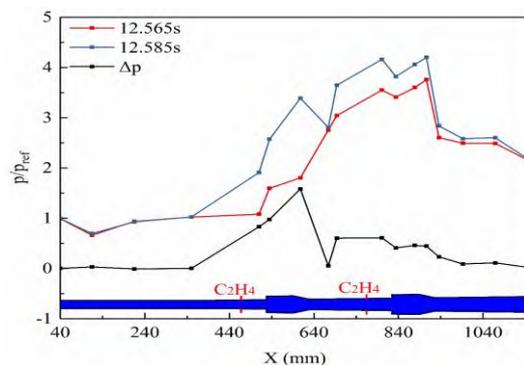


Fig.7 Pressure ratio and differences for different flame stabilization modes

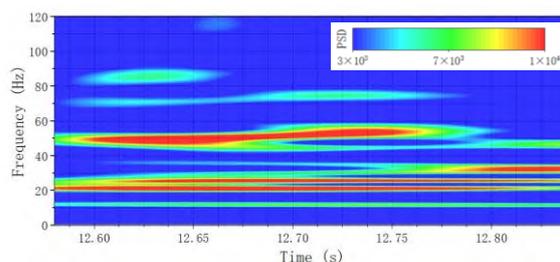


Fig.8 Wavelet analysis of pressure of measuring point P5 in S2 stage

图9为截取的振荡周期内典型时刻燃烧室火焰形态图像，图10为对应周期内燃烧室下壁面沿程压比云图。从火焰形态图像可以直观地看到，前排凹腔处出现了明显的稳焰模式振荡现象。在 $t=12.640\text{s} \sim 12.647\text{s}$ ，前排凹腔火焰为射流尾迹稳焰，而在之后的 $t=12.650\text{s}$ ，前排凹腔火焰转换为凹腔剪切层稳焰，以此作为单个振荡周期的起点。凹腔稳焰模式一直维持到了 $t=12.665\text{s}$ ，才切换到射流尾迹稳焰模式，之后火焰在 12.675s 又变成凹腔剪切层稳焰，随后在振荡周期的末端 ($t=12.6875\text{s}$) 又切换回了射流尾迹稳焰模式。而在完整的振荡周期中，还穿插着上下壁面的火焰不对称现象。在 S2 阶段，前排凹腔的下侧凹腔稳焰模式就出现了局部的切换 ($t=12.675\text{s}$)，这也导致了图8中出现多频段的能量集中。结合图10的压力云图可以看到，当前排凹腔处于射流尾迹稳焰时，前排凹腔处压升起点较为靠前，前后排凹腔的压力峰值是分开的，对应图中的双峰(two peaks)区间，这与两区的燃烧区分开是一致的。这也表明此时，后排凹腔燃烧产生的背压对于前排凹腔的影响较小。相对应的，当前排凹腔处于凹腔剪切层稳焰模式时，前排凹腔上游压力降低到最低值，此时前后两个压力峰值基本连接在一起。由此可知，此刻后排凹腔燃烧产生的背压前传至前排凹腔，对前排凹腔的燃烧产生影响。所以在压力云图上可以看到，后排凹腔段压力基本无明显变化，振荡主要表现在前排凹腔处的压力前传和后退，这和稳焰模式的切换相对应。

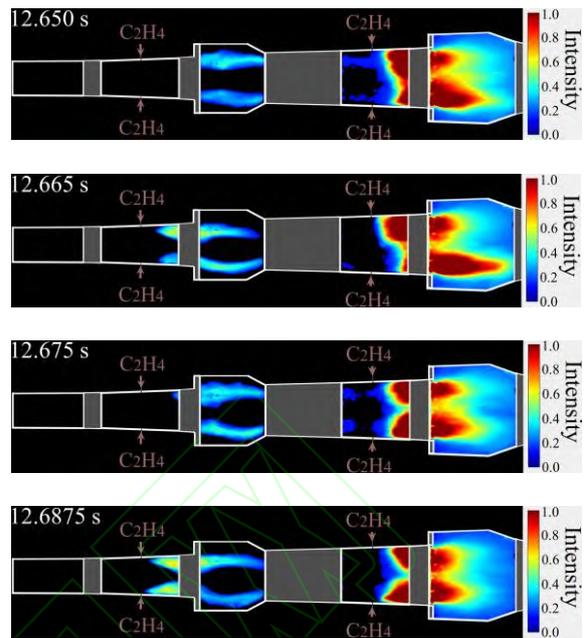
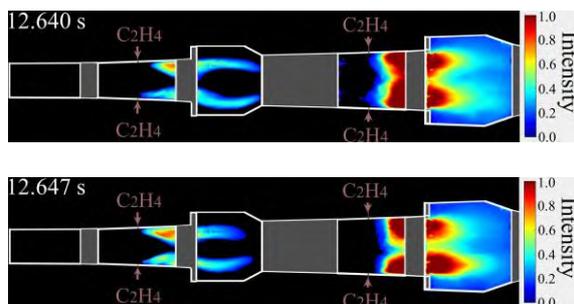


Fig.9 Flame shape during an oscillation period in the S2 stage

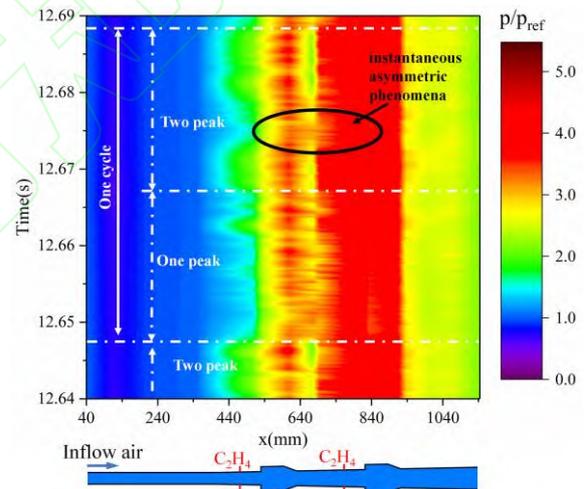


Fig.10 Contour of the pressure during the oscillation period in the S2 stage

由以上分析可知，压力振荡是前排凹腔稳焰模式在凹腔剪切层和射流尾迹稳焰之间往复转换导致的。当前排凹腔为射流尾迹稳焰时，前排凹腔上游有明显压升时，此时在前后排凹腔之间存在着明显的压力降低，后排凹腔的背压对前排凹腔燃烧的影响就减弱，仅靠前排凹腔的燃烧无法维持火焰为射流尾迹稳焰，因此火焰会重新变成凹腔剪切层稳焰。当前排凹腔火焰变成凹腔剪切层稳焰之后，前排凹腔燃烧减弱，未燃烧的燃料在前排凹腔下游燃

烧,使得前后排凹腔之间及后排凹腔燃烧增强,后排凹腔燃烧产生的背压对前排凹腔的燃烧产生影响,前排凹腔重新变成射流尾迹稳焰。这样一种循环机制的存在,使得前排凹腔的火焰在射流尾迹和凹腔剪切层稳焰之间来回切换,试验中直至 φ_1 增加到0.14时,前排凹腔的自身的火焰燃烧能够使得前排凹腔的火焰维持在射流尾迹稳焰,此时前排凹腔的稳焰模式不再发生往复切换。

3.3 稳焰模式不对称切换过程 S3 阶段分析

随着 φ_1 的继续增加,振荡消失,前排凹腔稳定在射流尾迹稳焰模式下,进入到下一个S3阶段。虽然在S3阶段中不再出现图9中的稳焰模式切换现象,但是出现了一种前排凹腔上下侧火焰不对称的现象,并且火焰在对称和不对称之间随机切换。图11给出了S3阶段中火焰第一次出现对称到不对称、再回到对称全过程的火焰图谱,在12.864s,前排凹腔附近火焰为上下壁面火焰对称的形态。但是在12.866s到12.871s,前排凹腔下壁面的火焰逐渐变强,同时火焰上壁面的燃烧逐渐变弱,并退化为凹腔剪切层稳焰。此外,前排凹腔火焰的不对称也会导致后排凹腔燃烧的不对称,因前排下凹腔燃烧增强的关系,后排对应的下侧凹腔燃烧也得到了增强。从12.871s到12.872s,前排凹腔的火焰又从不对称的形态变成对称的形态。可以看到在不到10ms的时间内,燃烧完成了从对称切换到不对称、又回到对称的全过程。

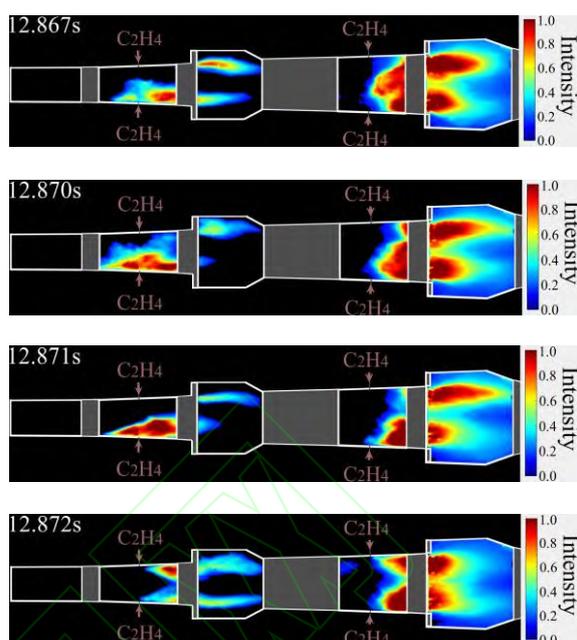
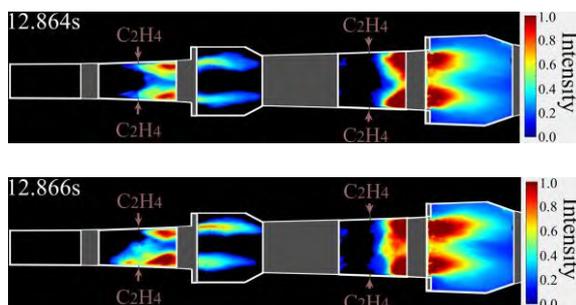


Fig.11 Process of the S3 stage flame from symmetry to asymmetry and back to symmetry

从12.866~12.871s之间的CH*伪彩图可以看出,下壁面燃烧开始变强时,火焰跨过喷孔位置,在喷孔上下游均形成释热区,因此推断此时在下壁面喷孔上游存在明显的分离。分离形成的回流区将喷孔的燃料卷吸到喷孔上游,才使得下壁面喷孔上游也出现释热区。同时,分离内的低速区是有利于燃烧释热的,而释热产生的高压也会加剧分离区的形成。而喷孔上游形成的分离区和释热区两者之间会形成正反馈机制,因此在12.864~12.871s期间下游燃烧会有一个明显的增强过程。由于下壁面分离的大幅增大,会对主流产生挤压作用,使得主流向上壁面偏移,进而对上壁面处的低速区产生抑制作用。所以上壁面侧分离泡逐渐变小并退回至燃料喷孔下游,燃烧也逐渐变弱并从射流尾迹稳焰退回至凹腔剪切层稳焰。但是这种正反馈作用并不是一直存在的,可以看到在12.871s时前下壁面区域的释热区基本完全位于凹腔上游,由此可知此时凹腔不能起到稳焰作用,所以这种脱离凹腔的燃烧并不能长时间稳定。在下一时刻12.872s下壁面燃烧区立即回退,同时对上壁面燃烧的抑制作用也快速消失,因此燃烧又回到了对称状态。

进一步的, 图 12 给出了出现不对称燃烧的时间区间, 具体的红色为上壁面凹腔处于凹腔剪切层稳焰模式, 蓝色为下壁面处于凹腔剪切层稳焰模式。同时表 3 还给出了在整个 S3 阶段不对称燃烧所占的时间比例以及上下侧分别处于弱燃烧状态的时间占比。可以看到在整个 S3 阶段不对称燃烧总持续时间达到了 23.0%, 已然是一个不可忽视的现象。此外, 在燃烧室几何和喷注条件对称的条件下, 弱燃烧出现在上下壁面的占比时间分别为 11.0% 和 12.0%, 非常接近, 由此可知, 不对称燃烧时弱燃烧的出现位置是完全随机的。此外需要注意的是, 随着时间的推进、 ϕ_1 不断增加, 火焰的不对称程度增加同时不对称燃烧出现的时间占比也在增长。而这可能是由于随着 ϕ_1 的增加, 燃烧室激波串强度不断增强, 且位置更加靠近上游。依据以往的研究, 激波串越强, 其三维特性越强, 三维结构的分离也越大, 也更易呈现为不对称结构。而且随着 ϕ_1 的持续增大, 燃烧带来的压升更高, 因不对称切换带来的压力振荡也将明显增大, 这也是在 S3 阶段的末段, 测点 P5、P7 压力出现低频大幅振荡的原因。此外, 结合上文对不对称燃烧产生过程的分析, 可知激波串增强带来的三维结构和低速区变大是将燃料卷至喷孔上游形成不对称燃烧所需的正反馈机制, 同时也使得该种不对称燃烧维持时间更加长久。因此, 当前排凹腔释热增强, 燃烧是会更趋向于不对称状态。

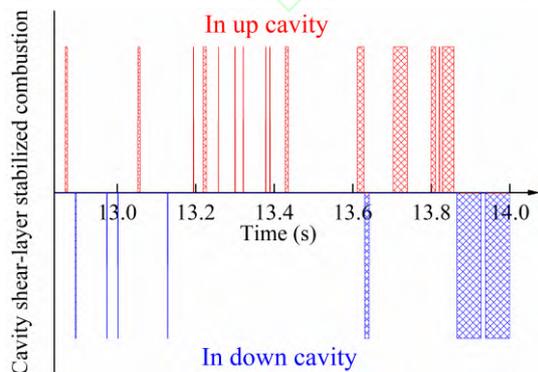


Fig.12 Asymmetric combustion time and the cavity-shear stabilized combustion appearance area in the S3 stage

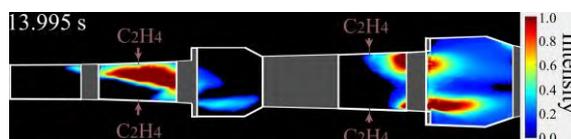
Table3 Statistics on the proportion of asymmetric combustion time in the S3 stage

Asymmetric flame time ratio	Upper cavity burns weaker time ratio	Lower cavity burns weaker time ratio
23.0%	11.0%	12.0%

在过往超燃冲压发动机研究中也发现过类似的不对称现象, 尤其是在针对隔离段的气动研究中^[31]。但是以往发现的不对称现象更趋向于稳定, 而非本文试验中所观测到的这种对称和不对称切换现象, 结合上文的分析可知该种切换与燃烧稳焰有着必然的关系。在实际应用中, 这种切换带来的非定常效应和随机性必然会对发动机性能的稳定输出带来一定的影响和干扰。

3.4 火焰闪回阶段 S4 和 S5 阶段释热区变化

结合图 4 可以看到, 在 14.0s 前后排凹腔后缘测点 P7 和 P13 压力脉动幅值有明显增加, 这即表明燃烧进入了新的 S4 阶段。下面首先对 14.0s 转换阶段的数据进行分析, 图 13 为转换前后燃烧室火焰分布。可以看到, 在转换前, 燃烧室内存在明显的不对称, 靠近上壁面火焰较强, 相对应的下壁面火焰较弱, 且处于凹腔剪切层稳焰。从 14.000s 到 14.005s, 火焰由不对称的形态转换成火焰充满整个流道的形态即上下壁面的火焰连接成一体, 火焰上下壁面都能前传至燃料喷孔上游, 后排凹腔的火焰也从不对称的形态转换为对称的形态, 而且上下壁面火焰融合到一起且火焰最前端位于燃料喷孔前。从 14.010s 的 CH* 图像上可以看出来, 即使火焰出现闪回现象时火焰亮度在流道高度方向依然存在不均匀的现象。考虑到火焰闪回现象在靠近壁面和角区低速区燃烧会更强烈^[15], 因此此时火焰无论是在流道的展向还是高度方向, 都是不对称的, 呈现一种强三维效应。



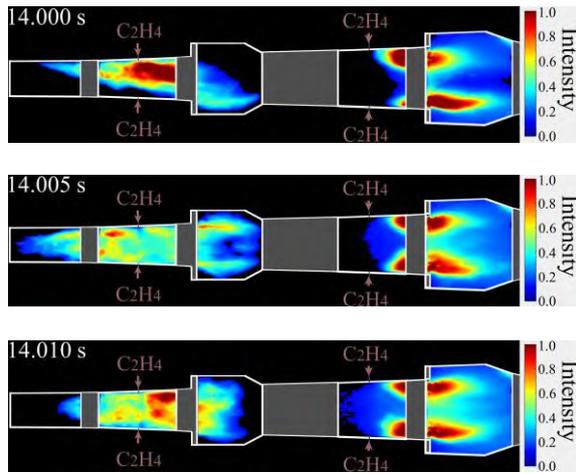


Fig.13 Flame change at the moment of the second pressure abrupt change

图 14 为图 13 对应时刻的下壁面压力沿程曲线云图, 看到在 13.995~14.000s 之间, 沿程压力的压升起点都位于 340mm 位置, 而且此时前排凹腔后缘的压力最大。在 14.001s, 沿程压力的压升起点明显向上游移动, 与此同时前排凹腔后缘的压力出现明显的降低, 后排凹腔的压力也出现一定程度的降低。通过图 13 可知, 当 φ_1 增加到一定程度就会出现火焰充满整个流道形态, 图 4 和图 14 可知火焰闪回时, 前排凹腔上游的压力是不稳定的, 压力振荡存在明显的周期。这就表明此时燃烧室内的燃烧是不稳定的, 这种不稳定是周期性重复的。考虑到 S4 阶段燃料当量比处于一个变化阶段, 因此选择了针对凹腔内的测点 P6 压力进行小波分析, 如图 15 所示。图谱存在明显的能量集中, 在阶段初期的 14.0s 能量主要集中在 400Hz 附近, 随着 φ_1 的不断增加, 在阶段末期的 14.3s 小幅增加到了 430Hz 附近, 而在随后的 S5 当量比不变阶段, 该振荡持续存在, 且频率基本不再变化。在 14.0s 至 15.0s 内虽然能量集中区域存在变化, 但是在这个时间段内一直存在能量集中区域, 这就表明在这个时间段内火焰闪回是持续存在的。

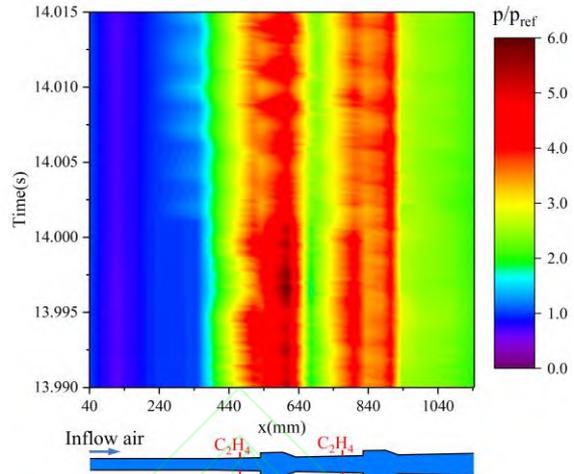


Fig.14 Pressure ratio distribution at the moment of the second pressure abrupt change

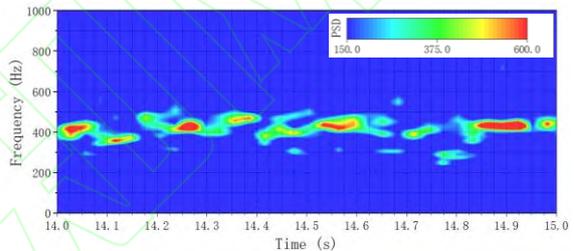


Fig.15 Wavelet analysis of P6 after the second heat release zone transformation

为了更加深入地了解上述火焰闪回稳定周期内的燃烧特性, 图 16 给出了当量比不变的 S5 阶段内一个周期的 CH^* 发光图。可以看出在这个周期内火焰的强度存在明显的振荡特性, 从 $t_0=14.6600\text{s}$ 到 $t_0+2.5\text{ms}$ 为火焰振荡的一个周期, 这与图 15 中的频率分析结果相符。具体的结果上, 可以看到火焰在整个振荡周期内都是在高度方向充满整个流道, 火焰的周期性变化主要体现在火焰最前端的位置。在 t_0 时刻, 火焰最前端位于燃料喷孔位置, 但是在 $t_0+1.5\text{ms}$, 火焰的最前端前传至第一个观察窗的位置。之后火焰又重新退回到燃料喷孔位置。前排凹腔火焰闪回过程中, 火焰形态发生较大程度的变化, 但是后排凹腔火焰形态和位置变化较小。尽管此时后排凹腔喷注当量比只有 0.09, 但是由于前排凹腔燃烧的影响, 使得后排凹腔的火焰依旧为射流尾迹稳焰。

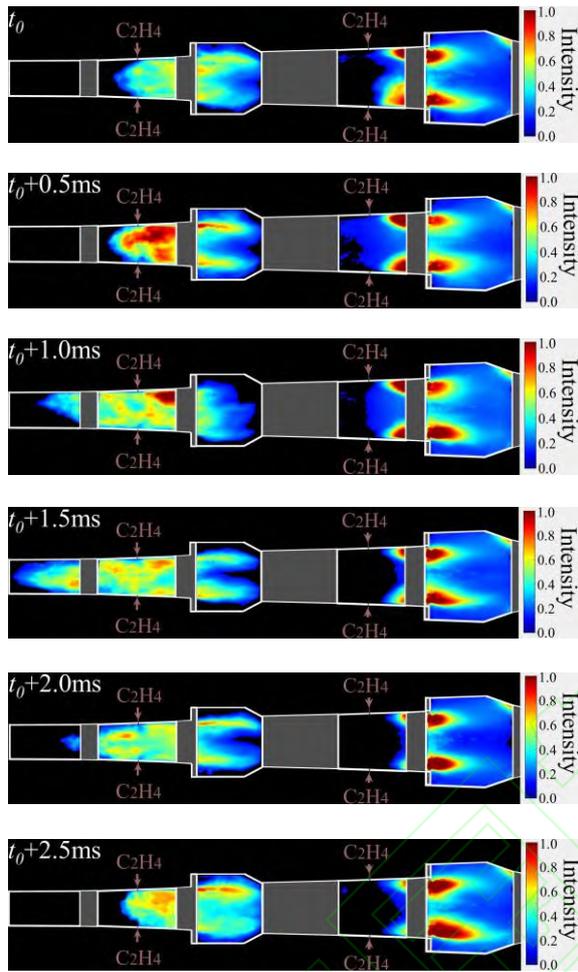


Fig.16 Flame changes during the flame flashback cycle

对 S5 阶段发动机沿程的压力测点的压力进行傅里叶变换，参数选择如下：选择均方振幅（MSA-mean Square Amplitude）对能量进行处理（Normalize power to），结果选择幅值（Amplitude）进行展示，得到图 17 所示的频率与幅值的关系。图中各点位置见图 2，由于测点 P3 位于第一个观察窗上游，试验中预燃激波串没有前传至此，因此测点没有明显主频，这也表明试验来流是稳定的。位于第一观察窗的测点 P4 和其下游的压力都存在主频为 433Hz 的振荡，这说明该振荡是一个全燃烧区的周期性振荡。测点 P6 和测点 P7 都位于前排凹腔内，两点压力的振幅较大，测点 P11、P13 位于后排凹腔内部，相较于测点 P6 和测点 P7，振幅明显较小，这表明，该振荡的源头来自于前排凹腔的燃烧区，同时后排凹腔并未形成声速喉道对该扰动进行放大。此外，测点 P9 和测点 P15 分别位于前、后排凹腔的下游位置，可以看出，凹腔下游位置相较于凹腔内部测点的振幅更小，而且由于后排凹腔燃烧较为“平稳”，因此后排凹腔下游测点 P15 压力波动也小于前排凹腔下游测点 P9 的压力波动。

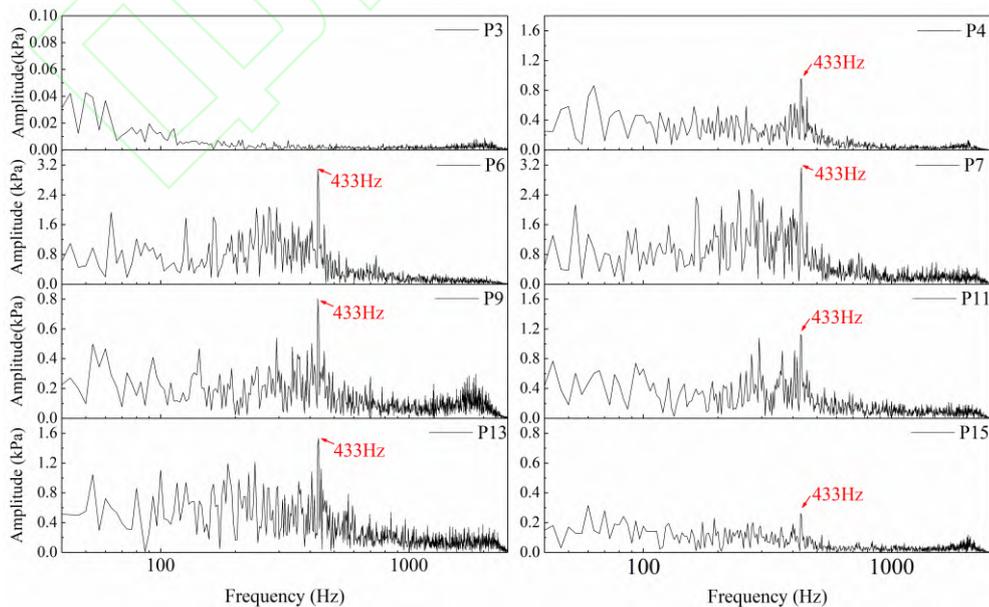


Fig.17 FFT of pressure of some measuring point during flame flashback

4 结论

本文通过研究, 得到如下结论:

(1) 试验开始阶段 φ_1 比较低, 此时前排凹腔火焰为凹腔剪切层稳焰, 后排凹腔为射流尾迹稳焰。当前排凹腔为凹腔剪切层稳焰时, 即使 φ_1 增加, 前排凹腔的火焰强度也没有增强。但是当 φ_1 增加到一定值, 前排凹腔的稳焰模式发生转换, 此时沿程压力会出现突变。由于此时 φ_1 较低, 前排凹腔火焰会在射流尾迹稳焰和凹腔剪切层稳焰之间来回切换。直至 φ_1 增加到更高的值, 前排凹腔的释热才能够使前排凹腔火焰稳定在射流尾迹稳焰。

(2) 前排凹腔的稳焰模式转换成射流尾迹稳焰模式后, 随着 φ_1 继续增加, 前排凹腔会出现上下壁面火焰不对称的情况, 前排凹腔火焰的不对称也会导致后排凹腔火焰不对称。火焰不对称时, 哪侧火焰较强也是随机的, 而且 φ_1 越大, 火焰不对称现象越明显, 火焰不对称维持的时间也越长。

(3) 之后 φ_1 继续增加, 火焰会出现闪回现象, 这个时候前排凹腔燃烧是不稳定的, 对此时沿程压力进行频谱分析, 火焰存在明显 433Hz 的周期性振荡。而且前排凹腔测点的振荡幅值明显大于后排凹腔测点的振荡幅值。从火焰图片上也可以看出, 前排凹腔出现闪回现象时, 后排凹腔的火焰位置变化也较小。

致谢:

感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献:

- [1] Yu K H, Schadow K C. Cavity-Actuated Supersonic Mixing and Combustion Control[J]. *Combustion and Flame*, 1994, 99(2):295-301.
- [2] 潘余, 丁猛, 梁剑寒, 等. 超燃冲压发动机凹腔火焰稳定器阻力分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5):518-522. (PAN Yu, DING Meng, LIANG Jian-han, et al. Investigation on Drag of Cavity Flame Holder in Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(5):518-522)
- [3] Donohue J M. Dual-Mode Scramjet Flameholding Operability Measurements [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30 (3):592-603.
- [4] Huang W, Du Z, Yan L, et al. Flame Propagation and Stabilization in Dual-Mode Scramjet Combustors: A survey [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 101:13-30.
- [5] 孙明波, 蔡尊, 王亚男, 等. 非稳态超声速燃烧研究进展[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(3):532-551.
- [6] 刘伟, 林宇震, 张岩, 等. 正十二烷和甲基环己烷在超燃燃烧室中的点火和稳焰特性研究 [J]. 推进技术, 2015, 36(2):261-268. (LIU Wei, LIN Yu-zhen, ZHANG Yan, et al. Ignition and Flameholding Characteristics of n-Dodecane and Methylcyclohexane in the Supersonic Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2):261 -268.)
- [7] Potturi A S, Edwards J R. Large-eddy/ Reynolds-averaged Navier-Stokes Simulation of Cavity-stabilized Ethylene Combustion[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4):1176-1192.
- [8] Micka D J, Driscoll J F. Combustion Characteristics of a Dual-Mode Scramjet Combustor with Cavity Flameholder[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32 (2):2397-2404.
- [9] Micka D J. Combustion Stabilization, Structure, and Spreading in a Laboratory Dual-Mode Scramjet Combustor [D]. Michigan: The University of Michigan, 2010.
- [10] Sun M B, Wu H Y, Fan Z Q, et al. Flame Stabilization in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flame Holders: Experiments and Simulations [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2011, 225(12): 1351-65.
- [11] Zhang X, Yue L J, Huang T L, et al. Numerical Investigation of Mode Transition and Hysteresis in a Cavity-Based Dual-mode Scramjet Combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 94:1-10.
- [12] Zhang X, Zhang Q F, Wu Z J, et al. Experimental Study of Hysteresis and Catastrophe in a Cavity-Based Scramjet Combustor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(10):118-133.
- [13] Sun M B, Cui X D, Wang H B. Flame Flashback in a Supersonic Combustor Fueled by Ethylene with Cavity Flameholder[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(3):976-980.
- [14] O'Byrne S, Stotz I, Neely A J, et al. OH PLIF Imaging of

-
- Supersonic Combustion Using Cavity Injection[R]. AIAA 2005-3357.
- [15] Zhang J L, Chang J T, Wang Z A, et al. Flame Propagation and Flashback Characteristics in a Kerosene Fueled Supersonic Combustor Equipped with Strut/wall Combined Fuel Injectors[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 93:105303.
- [16] Liu Q L, Baccarella D, Lee T H. Review of Combustion Stabilization for Hypersonic Airbreathing Propulsion[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 119:100636.
- [17] Im S, Do H. Unstart Phenomena Induced by Flow Choking in Scramjet Inlet-Isolators[J]. *Progress in Aerospace Sciences*. 2018, 97 (2018):1–21.
- [18] Do H, Im S, Mungal M G, et al. Visualizing Supersonic Inlet Duct Unstart Using Planar Laser Rayleigh Scattering[J]. *Experiments in Fluids*. 2011, 50 (2011):1651–1657.
- [19] Voland R T, Auslender A H, Smart M K, et al. CIAM/NASA Mach 6.5 Scramjet Flight and Ground Test[R]. AIAA 99-4848.
- [20] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental Investigation of Kerosene Fuel Combustion in Supersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(1):130-134.
- [21] 范周琴,刘卫东,孙明波,等.超燃冲压发动机多凹腔燃烧室混合与燃烧性能定量分析[J].推进技术,2012, 33(2):185-192. (FAN Zhou-qin, LIU Wei-dong, SUN Ming-bo, et al. Quantitative Analysis of Mixing and Combustion in the Scramjet Multi-Cavity Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(2):185-192.)
- [22] 王璐,高亮杰,钱战森,等.低马赫数下多凹腔燃烧室非稳态燃烧过程[J].航空学报, 2016, 37(S1):112-118.
- [23] Yang Y X, Wang Z G, Sun M B, et al. Numerical Simulation on Ignition Transients of Hydrogen Flame in a Supersonic Combustor with Dual-Cavity[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(1):690-703.
- [24] Yang Y X, Wang Z G, Sun M B, et al. Numerical and Experimental Study on Flame Structure Characteristics in a Supersonic Combustor with Dual-Cavity[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 117:376-389.
- [25] 朱韶华,徐旭,田亮.多凹腔双模态冲压发动机燃料喷注方案试验研究[J].推进技术,2016, 37(6):1022-1029. (ZHU Shao-hua, XU Xu, TIAN Liang. An Experimental Study on Fuel Injection Strategy of a Multi-Cavity Dual-Mode Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(6):1022 -1029)
- [26] Hank J, Murphy J, Mutzman R. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program[R]. AIAA 2008-2540.
- [27] Spravka J J, Jorris T R. Current Hypersonic and Space Vehicle Flight Test Instrumentation Challenges[R]. AIAA 2015- 3224.
- [28] Curran E T, Stull F D. Dual Mode Supersonic Combustion Ramjet Engine[P]. US:3667233A, 1972-06-06.
- [29] Zhang X, Zhang Q F, Wu Z J, et al. Fuel Regulation Historical Effects on Flame Stabilizations in a Cavity-Based Scramjet Combustor[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(4): 2694–2700.
- [30] 张旭. 超声速燃烧模态转换和迟滞的燃烧流动特性研究[D]. 北京:中国科学院力学研究所, 2020.
- [31] 黄庭隆,贺理浩,岳连捷.斜激波串非对称特性研究[J].推进技术,2022,43(4):200674. (HUANG Ting-long, HE Li-hao, YUE Lian-jie. Asymmetry of Oblique Shock Train[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4):200674.)