

文章编号: 1000-8055(2023)03-0578-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210495

过渡型凹腔超声速燃烧流动振荡抑制方法

蔡建华, 田野, 肖保国, 邢建文

(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对长深比为 10.0 的过渡型凹腔在隔离段入口马赫数为 3.0 条件下存在的冷流自激振荡现象, 提出了一种凹腔内增加肋条抑制振荡的方案。通过试验和数值计算, 对该方案抑制振荡的效果进行了检验, 并分析了肋条增加前后燃烧室流场结构和燃烧性能的差别。研究发现: 通过在凹腔内增加肋条能够消除过渡型凹腔冷流工况下存在的 175.8 Hz 的自激振荡, 燃烧流场也更加稳定; 增加肋条后凹腔的稳焰能力有所降低, 部分在凹腔未完全燃烧的煤油进入扩张段后继续发生反应, 从而使燃烧区向下游延伸、增大, 发动机的燃烧效率和净推力分别降低 5.4% 和 8.9%, 但推力更加平稳; 燃烧室一维平均热流密度峰值由 2.9 MW/m² 降低至 1.8 MW/m², 燃烧室的热环境大幅改善。

关 键 词: 过渡型凹腔; 超声速燃烧流动; 抑制振荡; 声压级; 燃烧性能

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Suppressing oscillation method of supersonic combustion and flow in transitional cavity

CAI Jianhua, TIAN Ye, XIAO Baoguo, XING Jianwen

(Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Targeting the phenomenon of non-reacting flow self-excited oscillation in a traditional cavity with a length-to-depth of 10.0 under the isolator entrance condition of Mach number 3.0, a scheme to suppress the oscillation by adding a rib in the cavity was proposed. Through experiments and numerical calculations, the effect of this scheme on suppressing oscillation was verified, and the differences in the flow field structure and combustion performance of the combustor with/without the rib were analyzed. It was found that adding a rib in the cavity can effectively eliminate the self-excited oscillation of 175.8 Hz under the non-reacting flow condition, and the reacting flow field was more stable. The flame stabilization ability of the cavity was reduced after the rib was added, and some kerosene not completely burned in the cavity continued to react after entering the divergent section, so as to extend and enlarge the combustion zone downstream. The combustion efficiency and net thrust of the engine were reduced by 5.4% and 8.9%, respectively, but the thrust was more stable. The peak value of one-dimensional averaged heat flux was also reduced from 2.9 MW/m² to 1.8 MW/m², which optimized the thermal environment of the combustor.

Keywords: transitional cavity; supersonic combustion and flow; suppressing oscillation; sound pressure level (SPL); combustion performance

收稿日期: 2021-09-06

基金项目: 中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金(PJD20190073)

作者简介: 蔡建华(1993—), 男, 助理研究员, 硕士, 主要从事超声速燃烧流动研究。E-mail: caijianhua.1993@163.com

通信作者: 肖保国(1980—), 男, 研究员, 博士, 主要从事超声速燃烧流动研究。E-mail: xbgxl@163.com

引用格式: 蔡建华, 田野, 肖保国, 等. 过渡型凹腔超声速燃烧流动振荡抑制方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 578-587. CAI Jianhua, TIAN Ye, XIAO Baoguo, et al. Suppressing oscillation method of supersonic combustion and flow in transitional cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 578-587.

超燃冲压发动机燃烧室内流速高, 燃料与空气的混合时间极短, 这对火焰稳定器的稳焰范围和工作稳定性提出了很高的要求。壁面凹腔火焰稳定器作为一种颇有潜力的火焰稳定装置, 已被证明可以有效地稳定火焰, 同时又不会导致过多的总压损失^[1-2]。虽然凹腔火焰稳定器有很多优点, 但在很多工况下会出现非稳态现象, 包括冷流工况下的自激振荡现象^[3-5]以及燃烧工况下的不稳定振荡现象^[6-10], 对超燃冲压发动机的结构稳定性及性能提升产生了潜在威胁。

凹腔流动的不稳定性问题由来已久, 引起了国内外学者的广泛研究。研究发现, 影响凹腔内流动状态的主要因素有来流参数^[11]和凹腔构型^[12]。根据凹腔长深比的不同, 可将凹腔分为开式凹腔、闭式凹腔和过渡型凹腔三种, 不同凹腔的振荡特征及诱发机制都存在差别。开式凹腔的振荡特点为高频小幅, 由于该类凹腔的应用场景较多, 公开文献中对其振荡机理的研究较为透彻。Rockwell等^[13]对开式凹腔自激振荡相关的研究进行了综述, 将开式凹腔的自激振荡现象根据产生机制的不同分为三类: 凹腔不稳定剪切层驱动的流体动力学振荡、与凹腔声学共振耦合的共振模式振荡、受固壁弹性形变控制的流体弹性振荡。其中剪切层振荡被众多研究者^[14-17]认为是高速来流条件下开式凹腔不稳定振荡的罪魁祸首, 该种振荡模式的核心为剪切层不稳定波与其碰撞到凹腔后缘传回的扰动波相互耦合、激励、增强, 从而引发凹腔内的质量吞吐效应, 最终引起流场发生振荡。相比于开式凹腔的高频小幅振荡, 闭式凹腔的流动振荡一般频率更低、振幅更大, 其诱发机制也多为激波运动驱动^[18]。过渡型凹腔是介于开式凹腔和闭式凹腔之间一种过渡形式, 由于研究较少, 其流动特性更加偏向于开式凹腔还是闭式凹腔目前还不得而知, 有必要对其振荡特征及诱发机制开展相关研究。

随着对超燃冲压发动机研究的不断深入, 基于凹腔稳焰技术的超声速燃烧振荡问题逐渐进入人们的视野, 大量的试验和数值研究结果已经清晰表明超燃冲压发动机燃烧室内存在非稳态燃烧现象, 燃烧振荡频率可从几十赫兹到几万赫兹^[19]。超声速燃烧问题的复杂性体现在与众多系统强耦合且本身具有很强的非定常特性, 燃料喷注、点火过程、湍流涡、声波扰动、燃烧波以及激波-剪切层相互作用等, 都有可能引起超燃冲压发动机

的燃烧振荡问题。而且随着燃烧室构型和运行工况的改变, 诱发超声速燃烧振荡的主导因素也可能发生变化, 因此对于特定凹腔构型在特定工况下出现的燃烧振荡现象需进行针对性研究。

基于上述分析, 本文选取了长深比为 10.0 的过渡型凹腔作为研究对象, 通过直连式试验以及三维非定常数值计算, 首先详细刻画了过渡型凹腔的冷流自激振荡过程并对其诱发机制进行了分析; 随后, 提出了一种凹腔内增加肋条抑制振荡的方案, 并对该方案抑制振荡的效果进行了检验; 同时分析了肋条增加前后燃烧室流场结构和燃烧性能的差别, 能够为过渡型凹腔超声速燃烧流动非稳态现象研究以及凹腔振荡主动抑制方案设计提供借鉴。

1 研究方法

1.1 试验系统

过渡型凹腔超声速燃烧流动直连式试验是在图 1 所示的中国空气动力研究与发展中心 3 kg/s 氢氧脉冲燃烧风洞上开展的, 该风洞是一种采用烧氢补氧方法获得高焓来流的小型燃烧直连式设备, 由富氧管、挤压供氧装置、加热器、喷管、试验段、真空箱等组成, 风洞有效试验时间可达 500 ms。



图 1 直连式脉冲燃烧风洞^[10]

Fig. 1 Direct-connected pulse combustion wind tunnel^[10]

图 2 所示为脉冲燃烧风洞试验段模型, 试验段采用模块设计, 其中凹腔部分、先锋氢喷注部分以及煤油喷注支杆部分均可替换。煤油喷注支杆的具体尺寸见图 3, 支杆高为 15 mm, 直径为 3 mm; 每个支杆上有 4 个直径为 0.3 mm 的喷孔, 分上下两排分布; 每排两个喷孔的喷注方向不同, 均与气流方向成 45° 夹角。模型中心线上布置有测压孔, 凹腔后部有两个用于强迫点火的火花塞。

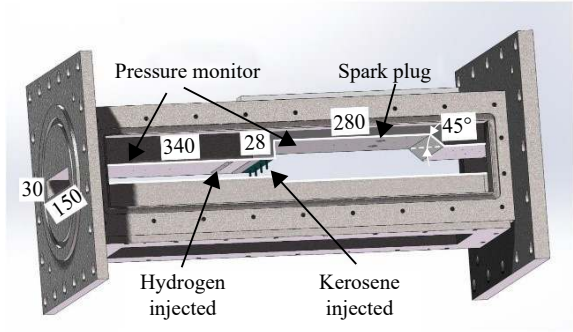


图 2 风洞试验段(单位: mm)

Fig. 2 Test section of wind tunnel (unit: mm)

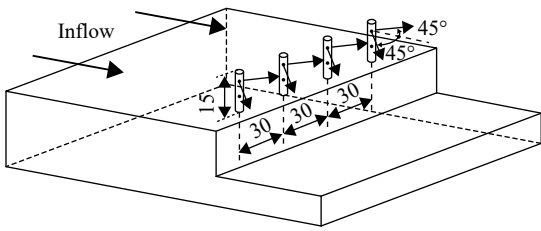


图 3 喷注支杆示意图(单位: mm)

Fig. 3 Sketch map of the injection strut (unit: mm)

试验段两侧开有光学观测窗口,用于纹影及高速摄影拍摄。

本文研究的凹腔构型包含基础凹腔和三维凹腔两种,图 4 对两种不同构型的凹腔进行了展示。其中,基础凹腔为传统的二维凹腔,其截面在展向上保持不变。基础凹腔长为 280 mm、宽为 150 mm,凹腔前缘深度为 28 mm,后缘深度为 20 mm,凹腔后缘倾角为 45°,凹腔长深比为 10.0,属于开式凹腔和闭式凹腔之间的过渡凹腔。三维凹腔相比于基础凹腔在凹腔中心轴线位置上增加了 50 mm 宽的肋条,原本一整个大凹腔被分割为两个小凹腔,其余尺寸与基础凹腔保持一致。由于增加肋条后凹腔展向截面不再保持不变,即凹腔具备了三维特征,因此本文称其为三维凹腔。

设备喷管出口即隔离段入口的详细来流条件如表 1 所示,该状态下空气流量为 1.68 kg/s,煤油喷注流量为 40.3 g/s,燃料当量比为 0.393。考虑到本研究中空气来流总温较低,煤油不能发生自

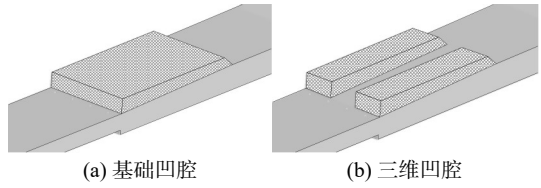


图 4 两种不同构型的凹腔

Fig. 4 Two cavities with different configurations

表 1 来流条件
Table 1 Inflow condition

马赫数	分子量	摩尔分数/%			静温/ K	静压/ kPa
		水	氧气	氮气		
3.0	26.71	21.4	21.3	57.3	545.2	44.0

燃,试验中首先使用先锋氢将煤油引燃,待煤油点燃后关闭先锋氢供给,观察煤油燃烧能否维持。

1.2 计算方法与物理模型

计算采用中国空气动力研究与发展中心自主开发的基于有限体积结构网格的大规模并行程序 AHL3D,该程序可用于求解二维/三维/轴对称、定常/非定常、欧拉/层流/湍流、完全气体/热完全气体/化学非平衡流动等多种问题,目前已广泛应用于超燃冲压发动机燃烧流动、高超声速飞行器气动外形优化以及高超声速内外流耦合流动等相关问题的模拟^[9,18,20-23],其可靠性已经得到了普遍验证。本文数值计算控制方程选用三维非定常 Navier-Stokes(NS)方程,时间推进采用二阶精度的双时间步方法,子迭代采用 lower-upper symmetric Gauss-Seidel(LU-SGS)隐式迭代方法;无黏通量计算采用“重构-推进”方法,其中重构采用二阶 monotonic upstream-centered scheme for conservation laws (MUSCL)插值,推进采用 Steger-Warming 通量分解;湍流方程选用两方程 $k-\epsilon$ 方程;化学反应部分采用有限速率方法,计算中对煤油做气态假设,动力学模型选用了文献 [24] 中的煤油单步反应机理。

物理模型包括隔离段、燃烧室(凹腔)、扩张段三部分。为了减少计算量,采用半宽模型进行计算,如图 5 所示,图中 Ma 表示马赫数。计算模型左侧为超声速入口边界条件,右侧为超声速出口边界条件;壁面为无滑移等温壁,壁面温度设置为 300 K。

网格在壁面及喷注支杆附近进行了加密,壁面第一层网格高度为 10^{-3} mm,保证 $y^+ \approx 1$,基础凹

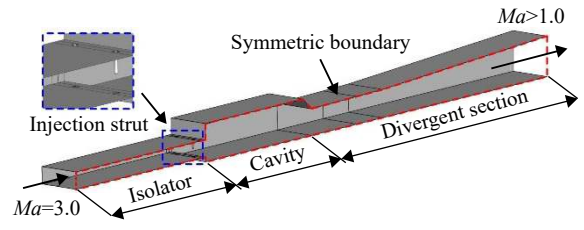


图 5 基础凹腔计算模型

Fig. 5 Calculation model of basic cavity

腔和三维凹腔两套网格的网格量分别为 990 万和 850 万。为了检验上述网格是否满足计算要求,以基础凹腔网格为例进行了网格无关性验证。加密网格由基础凹腔网格在流向方向进行 2 倍加密得到,加密后的网格量约为 1 980 万。对两套网格分别进行本文研究燃烧流场计算,计算得到的凹腔内压力监控数据如图 6 所示。可以看出凹腔内燃烧压力脉动的幅值及频率较为吻合,说明两套网格在捕捉燃烧非稳态现象方面具有接近的能力,因此认为本文使用的网格满足网格无关性要求。

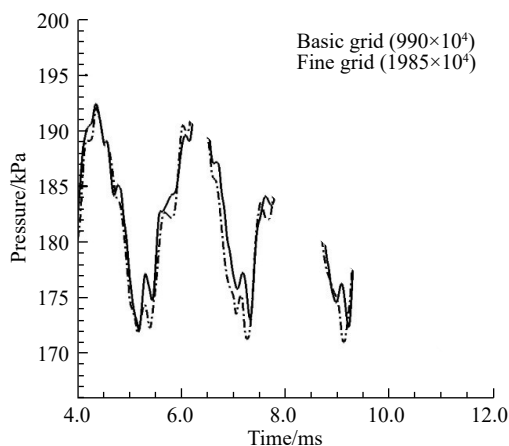


图6 网格无关性验证

Fig. 6 Grid independence verification

1.3 声压级

燃烧流动的非稳态现象会引起凹腔内压力出现振荡,而压力振荡幅值的变化可以通过声压级 L_{sp} 表示,声压级值越大表示压力脉动越强^[25]。声压级的表达式为

$$L_{sp} = 20 \lg \left(\frac{p_{rms}}{p_{ref}} \right) \quad (1)$$

$$p_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_i - \bar{p})^2} \quad (2)$$

式中 p_{rms} 表示凹腔内某一位置压力脉动值的方均根; p_{ref} 为参考压力,这里取 2×10^{-5} Pa; p_i 表示第 i 个时刻的压力值; $\bar{p}$ 表示 N 个时刻的压力平均值。

2 结果与讨论

2.1 冷流自激振荡

在对基础凹腔的冷流试验中发现,流场波系结构存在周期性的前后振荡,凹腔剪切层也在不断上下波动,如图 7 所示,说明流动存在明显的非定常特性,图中 t 表示时间。

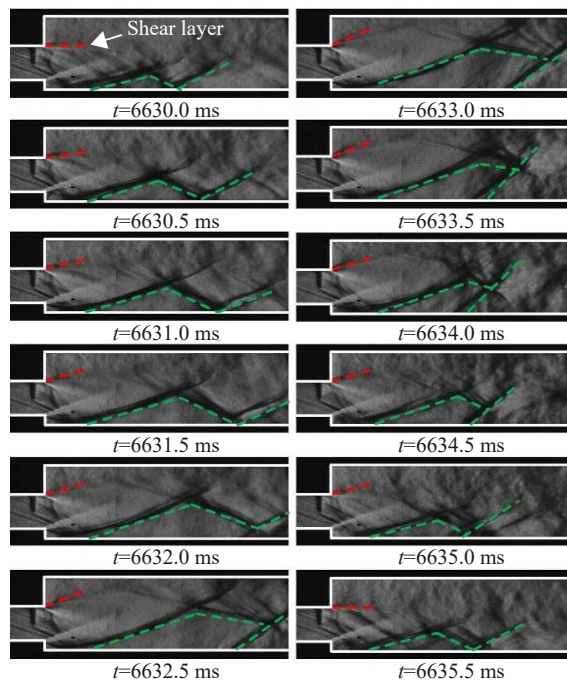


图7 基础凹腔一个周期内波系结构

Fig. 7 Waves system of basic cavity in one period

试验压力数据也显示了这种流动振荡现象。对凹腔段不同流向位置的中心线壁面压力进行提取,并进行频谱分析得到图 8,可以看出凹腔内的压力波动呈现出明显的周期性,且凹腔压力水平和波动幅度均表现出前低后高的趋势。频谱分析结果显示凹腔不同位置的压力振荡频率基本一致,均为 175.8 Hz,这也就排除了压力振荡为杂乱扰动的可能,说明基础凹腔冷流流场中确实存在自激振荡机制。

下面将结合数值计算结果对基础凹腔冷流流场出现的振荡现象进行详细刻画并对其产生机理进行分析。如图 9 所示,由于基础凹腔冷流流场具有较强的二维特征,因此可以使用对称面 (Slice A) 的流场结构来表征凹腔整体的流动情况。

图 10 展示的是数值计算得到的基础凹腔冷流流场一个变化周期内对称面上的马赫数和波系结构演变过程: t_1 时刻,凹腔内存在一个大的回流区,凹腔呈现出典型的开式凹腔流动状态,但是此时流动是不稳定的;随着时间推进,主流开始向凹腔发生偏转,并在凹腔底壁发生再附,主流不断填充凹腔回流区使其不断缩小;同时在凹腔底壁的作用下,进入凹腔的气流方向发生偏折,并在再附点附近产生一道斜激波,斜激波与下壁面相交诱导下壁面流动出现分离;流动分离使得流道收缩,凹腔出口通流能力下降,压力不断升高,相应的逆压梯度不断增大,分离区持续增大

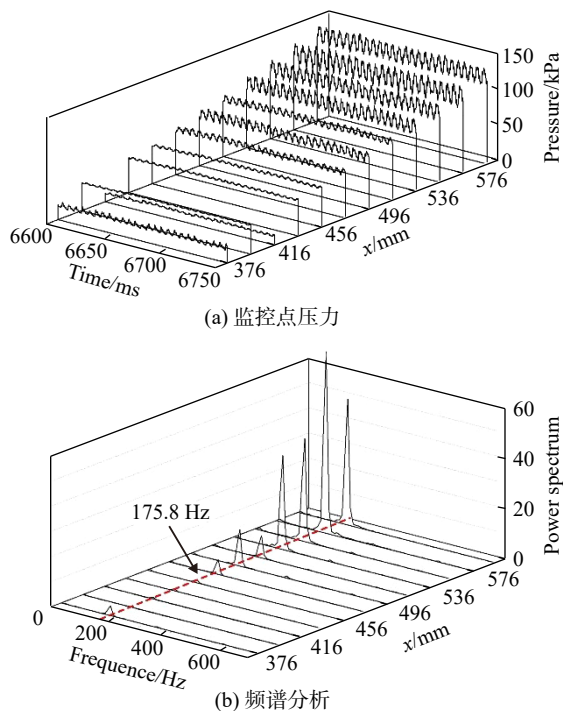


图8 冷流工况下基础凹腔的壁面压力

Fig. 8 Wall pressure of basic cavity under non-reacting flow

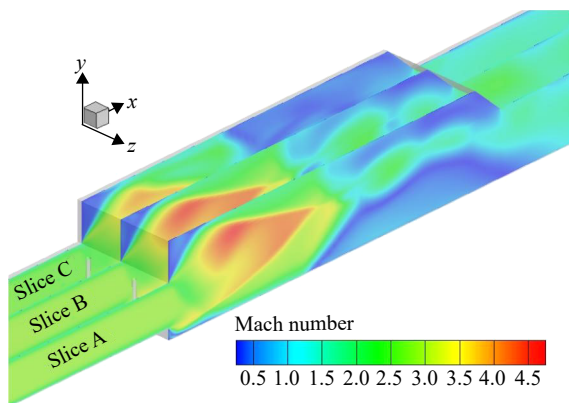


图9 基础凹腔流场不同切面马赫数分布

Fig. 9 Mach number distributions on different slices of basic cavity

前移;凹腔后缘回流区也随着下壁面分离区不断前移,最终与凹腔前缘的回流区融为一体,使得凹腔前缘压力升高,剪切层被抬起,同时凹腔后部压力降低,逆压梯度下降,下壁面的回流区不断缩小直至消失,主流逐渐恢复通流能力,凹腔流场又恢复到 t_1 时刻所示的开式凹腔流动状态。至此,冷流流场完成了一个周期的振荡过程,之后流场不断重复上述过程。可以看出,凹腔入口与出口通流能力的不匹配,引起波系结构和分离区的前后移动,是造成凹腔流动出现振荡的主要原因。

通过在凹腔中心线位置增加 50 mm 宽的肋

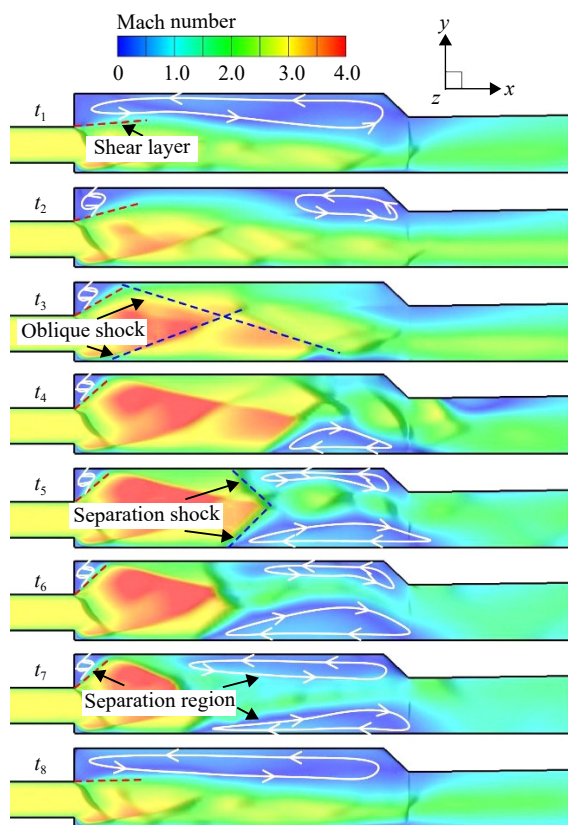


图10 基础凹腔对称面流场结构

Fig. 10 Flow field on symmetry plane of basic cavity

条,150 mm 宽的基础凹腔被分割为包含两个 50 mm 宽小凹腔的三维凹腔,凹腔宽深比减小、长深比保持不变。对三维凹腔进行相同来流条件下的试验研究,发现冷流流场中波系结构较为稳定,不存在基础凹腔的振荡现象。值得注意的是,由于肋条的存在,凹腔内出现多道斜激波、分离激波,流场波系结构相比基础凹腔更为复杂,如图 11 所示。

对三维凹腔冷流试验的压力脉动数据进行声压级分析与基础凹腔对比得到图 12,可以看出三维凹腔的声压级要明显低于基础凹腔,最大声压级由 173.4 dB 降为 154.9 dB,说明三维凹腔内的压力脉动得到了抑制,流场更加稳定。需要说明的是,不论是基础凹腔还是三维凹腔,最大声

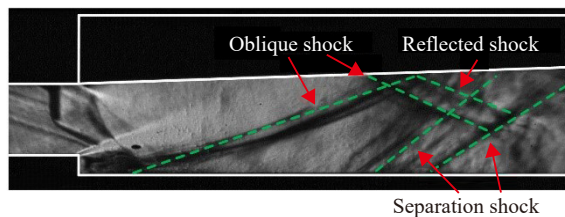


图11 三维凹腔波系结构

Fig. 11 Waves system of three-dimensional cavity

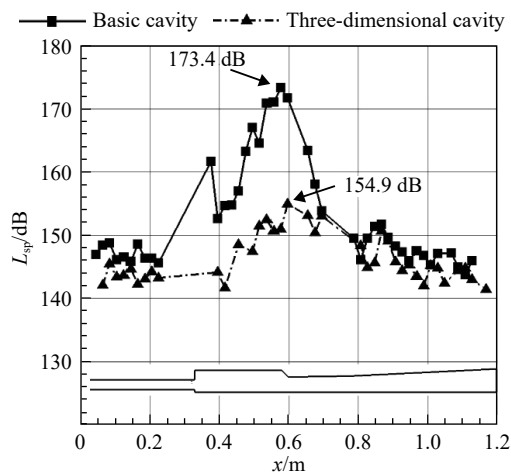


图12 冷流流动时声压级曲线

Fig. 12 Sound pressure level of non-reacting flow

压级都出现在凹腔内,说明凹腔是超燃冲压发动机冷流流动中噪声产生的主要来源。

在对三维凹腔进行非定常计算时流场也很快达到稳定状态,最终得到的冷流流场如图13所示。可以看出,超声速气流进入突扩空间后出现分离并在凹腔前部拐角处形成第一个分离区;气流跨过该分离区达到凹腔底壁,并在到达凹腔后缘之前离开凹腔,因此在凹腔后缘处形成第二个分离区;从凹腔底壁发出的斜激波与下壁面边界层相互作用引起流动出现分离,形成第三个分离区。凹腔前缘、凹腔后缘以及凹腔后缘对应的下壁面位置出现的三个稳定的分离区共同组织了凹腔内的流动,此时凹腔内的流动状态与闭式凹腔流动状态更为接近。

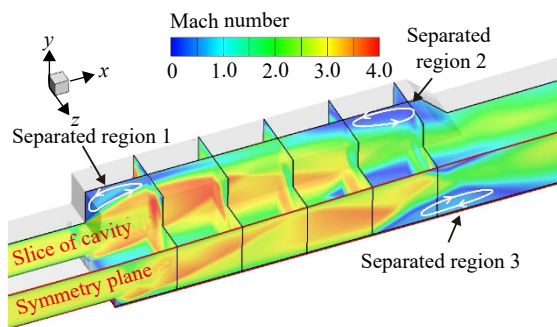


图13 三维凹腔不同切面流场结构

Fig. 13 Flow field at different slices of three-dimensional cavity

2.2 燃烧非稳态现象

对两种构型凹腔开展燃烧试验研究,发现两种凹腔均能实现先锋氢撤除后煤油燃烧的维持,且燃烧室内波系结构均较为稳定。对比基础凹腔冷流工况下出现的剧烈振荡现象,可以发现燃烧

流场的稳定性更高。图14对试验中拍摄的试验纹影和高速摄影图像进行了叠加,可以看出燃烧工况下两种构型凹腔的主流流道中均形成了反射波系结构,波系位置大致相同;基础凹腔中自发光的亮度要明显高于三维凹腔,且区域更大,火焰锋面的角度也更大,说明肋条的存在使得凹腔内燃烧强度减弱,凹腔稳焰能力有所降低。

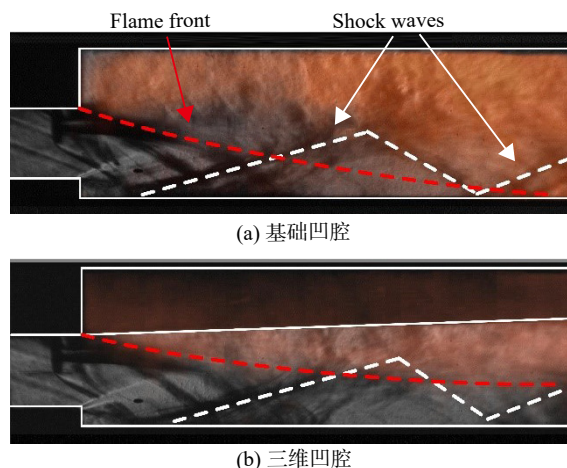


图14 两种凹腔燃烧流场对比

Fig. 14 Comparison of reacting flow fields of two cavities

值得注意的是,虽然燃烧工况下燃烧室的流场结构、波系位置能够基本保持稳定,但壁面压力数据显示流场内依然存在非稳态现象。从图15展示的基础凹腔燃烧试验中发动机壁面压力数据可以看出,隔离段内上游位置的壁面压力曲线较为平稳,压力值接近来流静压;隔离段下游靠近出口两个监控点的压力数据出现剧烈波动,说明在燃烧反压的作用下,预燃激波串影响至此且不断前后往复运动,频谱分析得到的压力振荡频率约为39.1 Hz。由于燃烧室部分的壁面压力振荡幅值较小,压力振型极不规则,且有效采样点有限(3 000~4 000个),对其进行频谱分析后并未能得到很好的结果,但是能够看出燃烧室压力的振荡特性。有一点很明确的是,燃烧导致隔离段内预燃激波串出现了宏观上的振荡,这一结果从侧面印证了基础凹腔的燃烧过程是非稳态的。

与基础凹腔不同的是,三维凹腔燃烧试验中隔离段壁面压力测点数据均较为稳定,压力值为来流静压;燃烧室部分的压力振荡特性与基础凹腔类似,均表现为幅值小、振型杂乱的特点,如图16所示。由于测量数据有限,本文未能对燃烧流场的振荡特性作出进一步分析,这将在后续的研究中进一步完善。

非定常数值计算结果复现了基础凹腔燃烧工

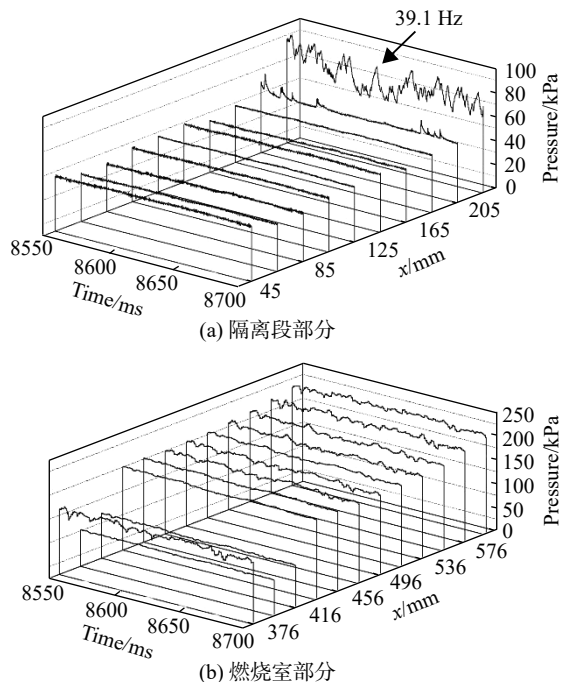


图 15 燃烧工况下基础凹腔壁面压力

Fig. 15 Wall pressure of basic cavity under reacting flow

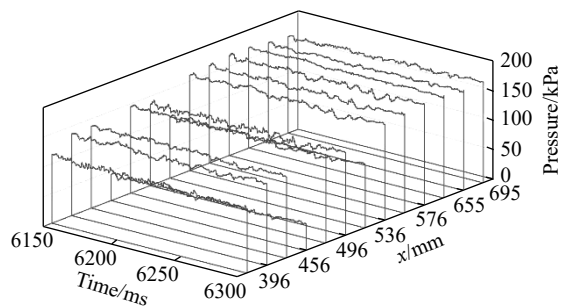


图 16 燃烧工况下三维凹腔壁面压力

Fig. 16 Wall pressure of three-dimensional cavity under reacting flow

况下隔离段内预燃激波串前后振荡的现象,如图 17 所示。为了更清晰地展示凹腔整体的流场效果,图中对计算得到的半宽流场结果进行了镜像处理,其中对称截面展示的是流场马赫数云图,其余截面展示的是温度分布。可以看出,凹腔以及近侧壁区域内温度较高,而中心主流区域温度较低,说明燃烧反应主要分布在凹腔以及近侧壁区域内。不同时刻流场内燃烧释热区的分布位置保持基本一致,但释热区的大小存在差别,引起燃烧反压的改变,最终导致隔离段内预燃激波串位置出现大范围波动。预燃激波串能够到达的最上游位置为 167.6 mm 处,最下游位置为 217.8 mm 处,波动范围可达 50.2 mm。

同样对三维凹腔开展燃烧工况下的非定常数

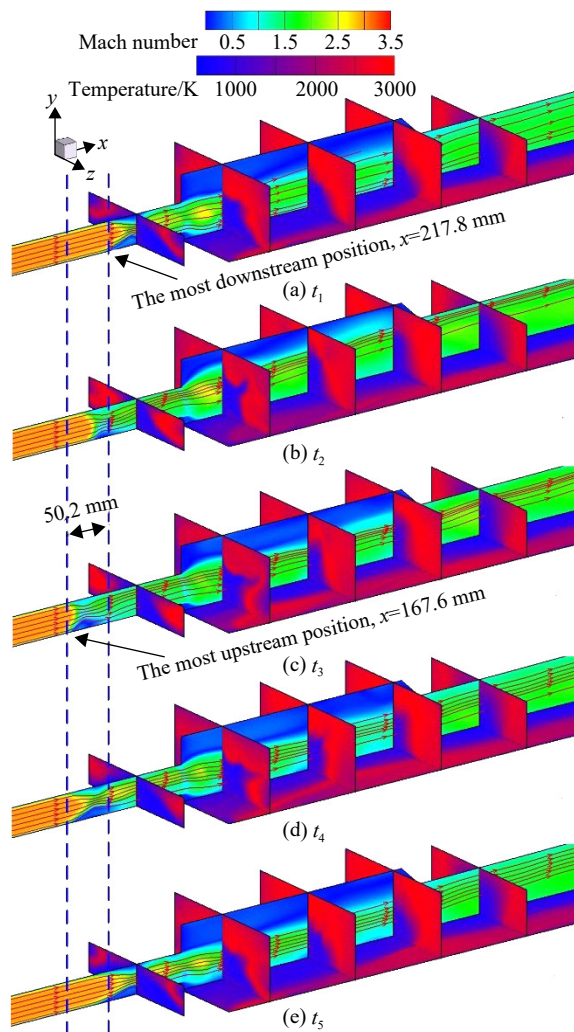


图 17 燃烧工况下基础凹腔内非稳态现象

Fig. 17 Unsteady phenomenon of basic cavity under reacting flow

值计算,计算结果显示流场很快达到稳定状态,最终得到的流场如图 18 所示,该图也对半宽计算结果进行了镜像处理。可以看出,相比于基础凹腔,三维凹腔的高温区域变小且被肋条一分为二,切片 A 表示的燃烧室下壁面不再有高温区分布,这是因为肋条的存在使三维凹腔的稳焰区变小、凹腔内燃烧强度下降;在较低燃烧反压的作用下,预燃斜激波位于燃烧室入口位置,隔离段流动不受燃烧反压影响,这与试验中隔离段的壁面压力表现结果是吻合的。

燃烧工况下两种凹腔内均不再有明显的波系结构振荡等宏观非稳态现象,因此需借助压力脉动的声压级来定量地对比不同凹腔燃烧非稳态过程的强弱。图 19 对比了燃烧工况下两种构型凹腔的沿程声压级曲线,可以看出由于基础凹腔的预燃激波串在隔离段下游位置发生前后振荡,因

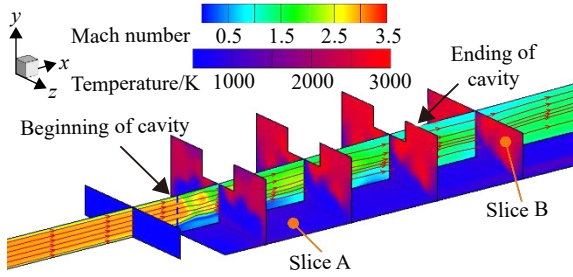


图 18 燃烧工况下三维凹腔内的马赫数和温度分布
Fig. 18 Mach number and temperature distribution of three-dimensional cavity under reacting flow

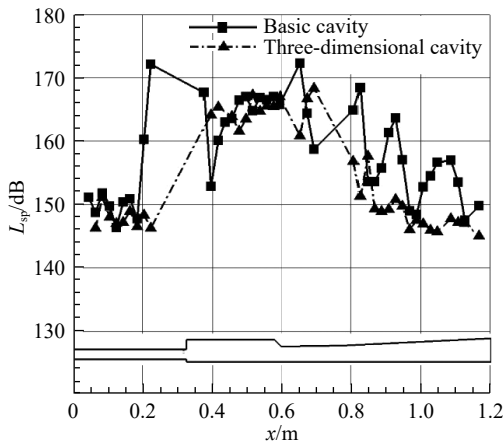


图 19 燃烧工况下的声压级曲线
Fig. 19 Sound pressure level under reaction flow

此其相应区域的声压级较高,而三维凹腔在此区域的声压级保持较低水平;进入凹腔区域后三维凹腔声压级曲线出现陡升,两种构型凹腔的声压级均达到较高水平,说明凹腔内存在较强的压力脉动,燃烧过程在局部是非稳态的。超声速燃烧过程的宏观稳定并不代表微观上也是稳态的,这也是燃烧非稳态现象复杂性的体现。

2.3 燃烧性能对比

从文中第 2.1 节和 2.2 节的分析中可以看出,通过在凹腔内增加肋条能够在保证凹腔稳焰能力的基础上改善超声速凹腔燃烧流动的非稳态现象,但是对燃烧性能的影响如何进行综合评估。本节从壁面压力、燃烧效率、推力性能以及壁面热流密度分布四个方面出发,详细分析凹腔构型对燃烧性能的影响。

图 20 展示了基础凹腔和三维凹腔燃烧工况下凹腔中心线沿程压力分布,可以看出两种凹腔的计算结果与试验值吻合较好。由于三维凹腔压力测点位置位于其肋条上,因此测得的沿程压力值偏低。三维凹腔的沿程压力曲线进入扩张段后

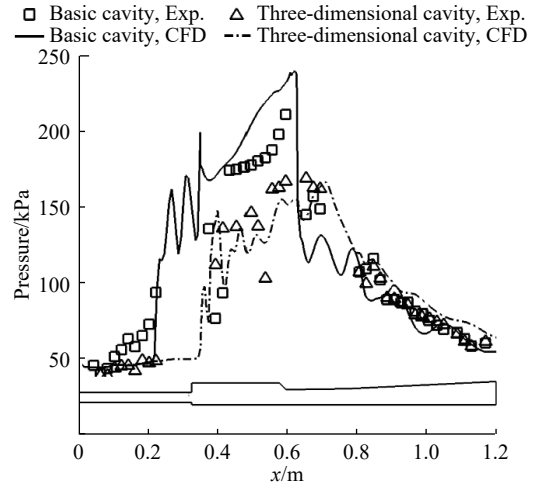


图 20 燃烧工况下凹腔中心线沿程压力分布对比
Fig. 20 Comparison of wall pressure distributions along centerline under reacting flow

仍能保持一定距离的高压水平,而基础凹腔的沿程压力在进入扩张段后则会急剧下降,说明肋条的存在改变了燃烧室的释热分布,使得燃烧释热区发生后移。需要说明的是,该图所示的压力数据只反映了中心线上的沿程压力分布,不对发动机的燃烧性能有指导意义。

对基础凹腔和三维凹腔的数值计算结果进行分析得到两种凹腔的燃烧效率和推力性能对比,如表 2 所示。其中,燃烧效率的定义为已反应燃料质量与总喷注燃料质量之比,本文选取了凹腔出口和扩张段出口两个典型位置进行了统计,两个位置的统计值分别反映了燃料在凹腔内和整个发动机内的燃烧完全情况。从统计值可以看出,虽然三维凹腔在凹腔出口处的燃烧效率较低,但是未燃部分进入扩张段后能够继续反应,使得扩张段出口的燃烧效率能够达到较高水平,相比基础凹腔仅降低 5.4%。由于基础凹腔的冷流和燃

表 2 燃烧性能

Table 2 Combustion performance

参数		基础凹腔	三维凹腔
燃烧效率/%	凹腔出口处	76.6	48.1
	扩张段出口处	98.5	93.1
壁面压力积分/N	冷流工况	175.5* (38.2~312.9)	178.8
	燃烧工况	-109.5* (-142.8~-76.2)	-80.7
净推力/N		285.0*	259.5

注: 右上角带有星号“*”角标的数字表示推力积分波动值的平均值。

烧工况均存在振荡,因而壁面压力积分出来的推力也为波动值,冷流和燃烧工况下推力积分值的范围分别为 $38.2 \sim 312.9 \text{ N}$ 和 $-142.8 \sim -76.2 \text{ N}$, 选取波动最大值和最小值的平均值作为相应工况下的推力值。从表中可以看出,三维凹腔的净推力相比基础凹腔降低 8.9%,但推力较为平稳,推力品质大幅提高。

图 21 展示了基础凹腔和三维凹腔的壁面热流密度分布对比。可以看出,相比于基础凹腔,三维凹腔的壁面高热流密度分布区域大幅缩减,仅在凹腔后缘位置还有残存,燃烧室的热环境得到大幅改善。

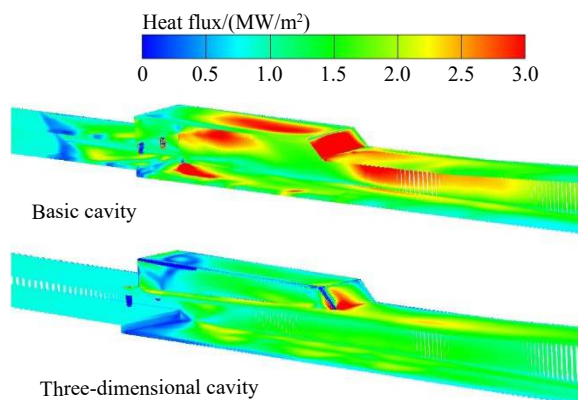


图 21 壁面热流密度分布对比

Fig. 21 Comparison of heat flux distributions

对图 21 所示的壁面热流密度进行一维平均得到图 22,可以看出,流向方向壁面热流密度分布较高的两个位置分别是喷注支杆处和凹腔后缘处。对于基础凹腔,两个位置的壁面热流密度分别为 2.4 MW/m^2 和 2.9 MW/m^2 ;而三维凹腔相应位置的壁面热流密度分别降低至 1.4 MW/m^2 和

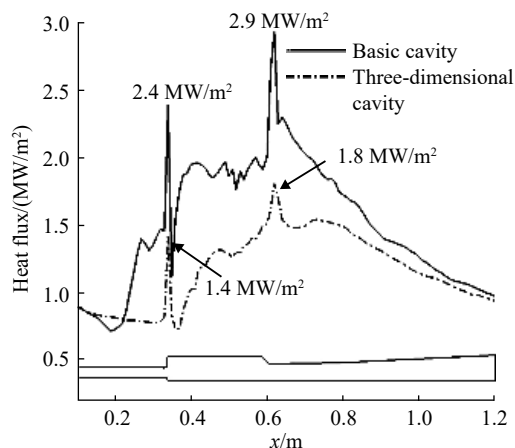


图 22 壁面一维热流密度分布对比

Fig. 22 Comparison of one-dimensional heat flux distributions

1.8 MW/m^2 ,热流密度降低效果明显。

综上,由于中间肋条的存在,三维凹腔的燃烧区被一分为二,燃烧反应主要发生在肋条两侧的小凹腔内,凹腔驻留时间减少,凹腔稳焰能力有所降低,部分在凹腔未完全燃烧的煤油进入扩张段后继续发生反应,从而使燃烧区增大,因此三维凹腔的壁面沿程压力表现出峰值较低,但高压平台更加宽泛的特点。燃烧释热的改变同时影响着凹腔内的燃烧流动状态,分析数据显示三维凹腔的燃烧流动过程更加稳定,产生的推力也更加平稳,推力品质大幅提高;同时,由于部分燃烧释热被分配至凹腔后的扩张段内,使得热流分布不再集中在凹腔内,优化了燃烧室的热环境。

3 结 论

本文借助直连式试验以及三维非定常数值计算,对长深比为 10.0 的过渡型凹腔在隔离段入口马赫数为 3.0 条件下存在的冷流自激振荡现象进行了研究;提出了一种凹腔内增加肋条抑制振荡的方案并对其抑制振荡的效果进行了检验;综合评估了肋条增加前后燃烧室流场结构和燃烧性能的差别,得出以下结论:

1) 长深比为 10.0 的过渡型凹腔在马赫数为 3.0 来流条件下会存在 175.8 Hz 左右的冷流自激振荡现象,其产生根源为凹腔入口与出口通流能力的不匹配,从而引起波系结构和分离区的前后移动;通过在凹腔中间布置肋条能够有效抑制这种自激振荡现象。

2) 相比于冷流流场,过渡型凹腔燃烧流场的稳定性更高;增加肋条后凹腔的稳焰能力有所降低,部分在凹腔未完全燃烧的煤油进入扩张段后继续发生反应,从而使燃烧区向下游延伸、增大。

3) 凹腔内增加肋条后发动机的燃烧效率和净推力分别降低 5.4% 和 8.9%,但推力更加平稳;同时燃烧室壁面一维平均热流密度峰值也由 2.9 MW/m^2 降低至 1.8 MW/m^2 ,燃烧室的热环境大幅改善。

4) 下一步针对凹腔肋条宽度的影响开展系统研究,探索触发凹腔流动状态发生变化的肋条临界宽度与凹腔整体尺寸的特征关系。

参考文献:

- [1] MATHUR T, GRUBER M, JACKSON K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1305-1312.

- [2] 贾真. 超声速燃烧室中壁面凹腔结构的稳焰机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1392-1401.
JIA Zhen. Flame-holding mechanism of cavity structure in supersonic combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1392-1401. (in Chinese)
- [3] ZHANG X, EDWARDS J A. An investigation of supersonic oscillatory cavity flows driven by thick shear layers[J]. Aeronautical Journal, 1990, 94(12): 355-364.
- [4] KUMAR A, BUSHNELL D M, HUSSAINI M Y. Mixing augmentation technique for hypervelocity scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1989, 5(5): 514-522.
- [5] 杨党国, 范召林, 李建强, 等. 超声速空腔流激振荡与声学特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1567-1572.
YANG Dangguo, FAN Zhaolin, LI Jianqiang, et al. Cavity flow oscillations and aeroacoustic characteristics at supersonic speeds[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1567-1572. (in Chinese)
- [6] 孙明波. 超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
SUN Mingbo. Studies on flow patterns and flameholding mechanisms of cavity flameholders in supersonic flows[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [7] 谭建国, 潘余, 王振国. 冲压发动机燃烧室内低频燃烧不稳定试验[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 188-190.
TAN Jianguo, PAN Yu, WANG Zhenguo. Experimental research on low-frequency instability in ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 188-190. (in Chinese)
- [8] 汪洪波. 超声速来流中凹腔稳定的射流燃烧模式及振荡机制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
WANG Hongbo. Combustion modes and oscillation mechanisms of cavity-stabilized jet combustion in supersonic flows[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [9] 田野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 乙烯燃料超燃冲压发动机流场振荡及其控制研究[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 961-967.
TIAN Ye, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Study on flow oscillation and its control methods in an ethylene-fueled scramjet combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 961-967. (in Chinese)
- [10] 钟富宇, 乐嘉陵, 韩亦宇, 等. 当量比对氢燃料超燃燃烧室流场结构和燃烧模态影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 324-330.
ZHONG Fuyun, LE Jialing, HAN Yiyu, et al. Investigation for effects of equivalence ratio on flow structure and combustion mode in a hydrogen fueled scramjet combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 324-330. (in Chinese)
- [11] NENMENI V A, YU K. Cavity-induced mixing enhancement in confined supersonic flows[R]. AIAA-2002-1010, 2002.
- [12] 肖隐利, 杨顺华, 宋文艳, 等. 超声速燃烧室凹腔动态特性试验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(5): 7-12.
XIAO Yinli, YANG Shunhua, SONG Wenyan, et al. Experimental study of cavity flow oscillations in a scramjet combustor[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(5): 7-12. (in Chinese)
- [13] ROCKWELL D, NAUDASCHER E. Review-self-sustaining oscillations of flow past cavities[J]. Journal of Fluids Engineering, 1978, 100(6): 152-165.
- [14] SAHOO D, ANNASWAMY A, ZHUANG N, et al. Control of cavity tones in supersonic flow[R]. AIAA-2005-793, 2005.
- [15] ROSSITER J E. Wind-tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at supersonic and transonic speeds[R]. Reports and Memoranda No.3438, 1964.
- [16] HELLER H H, BLISS D B. Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities: physical mechanisms and suppression concepts[R]. AFFDL-TR-74-133, 1975.
- [17] LI W, NONOMURA T, OYAMA A, et al. LES study of feedback-loop mechanism of supersonic open cavity flows[R]. AIAA-2010-5112, 2010.
- [18] 王西耀, 杨顺华, 乐嘉陵. 超燃冲压发动机带凹腔的燃烧室流场振荡研究[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 651-657.
WANG Xiyao, YANG Shunhua, LE Jialing. A study on flow oscillation in scramjet combustor with cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 651-657. (in Chinese)
- [19] 孙明波, 蔡尊, 王亚男, 等. 非稳态超声速燃烧研究进展[J]. 空气动力学报, 2020, 38(3): 532-551.
SUN Mingbo, CAI Zun, WANG Yanan, et al. Overview on the research process of unsteady supersonic combustion[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(3): 532-551. (in Chinese)
- [20] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
- [21] 吴杰. 高超声速内外流耦合流动中的高效高精度计算方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
- [22] WU Jie. Research on high efficient and high accurate computational methods for hypersonic internal and external coupled flow[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020. (in Chinese)
- [23] 晏至辉, 肖保国, 何桢, 等. 煤油燃料超燃发动机燃烧室温度测量与计算分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(3): 521-528.
YAN Zhihui, XIAO Baoguo, HE Can, et al. Temperature measurement and calculation analysis in a kerosene-fueled scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 521-528. (in Chinese)
- [24] 范周琴, 何桢, 肖保国. 壁温比对圆截面隔离段激波串的影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1720-1726.
FAN Zhouqin, HE Can, XIAO Baoguo. Effects of wall temperature ratio on shock train in cylindrical isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1720-1726. (in Chinese)
- [25] EMMANUEL D, MARC B. Computational analysis of a kerosene-fuelled scramjet[R]. AIAA-2001-1817, 2001.
- [26] 谭玉婷. 空腔非定常流动特性的数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
TAN Yuting. Numerical simulation of the unsteady cavity flow features[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)