

一种蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动与点火性能研究*

于文博, 范育新, 岳晨, 邓宇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

摘要: 为进一步拓宽凹腔驻涡值班稳定器在低温、高速来流条件下的点熄火边界, 提出了一种利用高温燃气预热、预混供油的蒸发式凹腔驻涡值班稳定器。研究了蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动特性、燃油分布特性及点火性能。研究表明: 蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的掺混腔和凹腔内部形成的涡系结构为低温、高速来流下的点火和燃烧提供了有利条件。凹腔驻涡区的气相油雾沿流向分布均匀, 沿周向从稳定器对称子午面最富递减到相邻稳定器中间面最贫。在相同来流温度下, 蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的贫油点火和熄火当量比均随着来流速度的增大而增大。在低温(600K)、高速(100~200m/s)来流条件下, 相比于蒸发式Z形值班火焰稳定器和常规薄膜蒸发式火焰稳定器, 蒸发式凹腔驻涡值班稳定器贫油点火当量比能分别降低5.5%和30%; 其贫油熄火当量比能分别降低37.4%和48.8%。

关键词: 加力/冲压多模态燃烧室; 凹腔驻涡; 值班稳定器; 流动特性; 点火性能; 当量比

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 05-2206053-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2206053

Flow Characteristics and Ignition Performance Analysis of an Evaporating Cavity Trapped Vortex Pilot Flame-Holder

YU Wen-bo, FAN Yu-xin, YUE Chen, DENG Yu

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to further broaden the ignition and blowout boundary of the cavity trapped vortex flame-holder at low temperature and high speed flow conditions, a novel preheated and premixed fuel supply method using core hot gas, is proposed for the evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder. The flow characteristics, fuel distribution characteristics and ignition performance under wide range flow conditions of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder are obtained. The results show that the vortex structure formed inside the cavity and mixing chamber of the evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder provide favourable conditions for ignition and combustion at low temperature and high speed. The fuel spray distribution in the vortex zone of the cavity is evenly distributed in the flow direction, and decreases from the richest of the symmetrical meridional surface of the flame-holder to the poorest of the middle surfaces of the adjacent flame-holder along the circumferential direction. At the same flow temperature, the lean ignition and blowout equivalent ratio of the evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder increases with the increase of the inlet speed. Under low temperature

* 收稿日期: 2022-06-21; 修订日期: 2022-09-29。

基金项目: 南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划资助项目 (cxexjh20210206; cxexjh20210210)。

作者简介: 于文博, 硕士生, 研究领域为涡轮冲压组合发动机燃烧技术。

通讯作者: 范育新, 博士, 教授, 研究领域为两相燃烧机理和点火特性。E-mail: fyx205@nuaa.edu.cn

引用格式: 于文博, 范育新, 岳晨, 等. 一种蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动与点火性能研究[J]. 推进技术, 2023, 44(5): 2206053. (YU Wen-bo, FAN Yu-xin, YUE Chen, et al. Flow Characteristics and Ignition Performance Analysis of an Evaporating Cavity Trapped Vortex Pilot Flame-Holder[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5):2206053.)

(600K), high speed (100~200m/s) flow conditions, compared with evaporating Z-shaped flame-holder and traditional film evaporation flame-holder, evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder can decrease the ignition equivalent ratio by 5.5% and 30%, respectively. Blowout equivalent ratio can be decreased by 37.4% and 48.8%, respectively.

Key words: Afterburner/ramjet multi-mode combustor; Cavity trapped vortex; Pilot flame-holder; Flow characteristics; Ignition characteristics; Equivalent ratio

1 引言

涡轮基组合循环发动机(Turbine-based combined cycle, 简称TBCC)作为一种吸气式发动机,具有可常规起降、重复使用、高推力、高比冲等性能优势,同时兼顾安全性、经济性和作战效能,是现阶段应用于军民用高速飞行器最具潜力的动力装置^[1-2]。由于TBCC发动机工作时需要经历涡轮和冲压模态及涡轮到到冲压模态的转换,造成加力/冲压多模态燃烧室相比于传统的加力燃烧室或冲压燃烧室工作条件更加苛刻,在极端条件下局部流速大于 $0.6Ma$,来流温度小于600K,来流含氧量小于12%,这种极端工作环境给加力/冲压多模态燃烧室内的点火和高效燃烧带来很大困难。如何保证在整个飞行包线内,特别是在极端气动条件下的可靠点火和火焰稳定是目前加力/冲压多模态燃烧室研制中亟待解决的问题之一。

为了保证燃烧室可靠点火,通常采用值班稳定器构建低速回流区进行软点火。在加力、冲压燃烧室中,V型钝体稳定器^[3]、外壁式稳定器^[4-5]和凹腔稳定器^[6-8]等已得到了大量研究和应用。其中,凹腔驻涡稳定器因其后向台阶+前向台阶组合的方式能将回流区锁住,可以减少主流对值班区的影响,并能集供油、冷却一体化的优势而成功应用于TBCC加力/冲压多模态燃烧室中^[9]。

近年来,国内外对凹腔驻涡火焰稳定器的研究工作取得了丰硕成果,验证了凹腔驻涡火焰稳定器的优越性能。NASA 格兰研究中心和GEAE公司开发了一种新型加力/冲压多模态燃烧室^[10],该燃烧室采用驻涡燃烧室作为值班稳定器布置在外涵道侧处,同时采用径向稳定器的布置方案。研究验证了该燃烧组织方案可以在宽广的飞行包线内实现高燃烧效率。何小民等^[11]将凹腔驻涡稳定器应用于冲压发动机燃烧室,进行了不同进口温度、进口速度系数和余气系数下燃烧室燃烧性能的试验研究。谭云川等^[12]设计了基于凹腔驻涡稳定器的加力燃烧室,对其贫油熄火开展了实验研究。朱志新等^[13]设计了一

种基于凹腔驻涡稳定器的TBCC加力/冲压多模态燃烧室的燃烧组织方案,并针对该燃烧组织方案在低温(573K)、高速($0.3Ma\sim 0.6Ma$)条件下开展了点熄火试验研究,研究结果为拓宽加力/冲压多模态燃烧室点熄火边界提供了技术参考。

但目前关于凹腔驻涡火焰稳定器的研究成果大多基于加力或冲压燃烧室,其研究条件大部分都是在来流速度 $Ma0.3$ 以下,而针对TBCC加力/冲压多模态燃烧室兼顾高速、低温工况参数下的研究相关文献依然较少。现有公开文献中凹腔驻涡稳定器的供油方式多采用壁面直接注入凹腔或蒸发管式供油,燃油的蒸发和预混需要在凹腔驻涡区内完成。而煤油自身的点火延迟时间比较长,反应速度慢^[14],在达到可燃极限之前,还必须经过雾化、蒸发和混合等过程;采用上述供油方式在低温、高速来流条件下的点火性能有所不足。

基于此,为进一步拓宽凹腔驻涡值班稳定器在相对低温(600K)和相对高速(100~200m/s)来流条件下的点熄火边界,本文提出了一种利用高温燃气预热、预混供油的蒸发式凹腔驻涡值班稳定器。对带有凹腔驻涡值班稳定器的矩形模型燃烧室,采用数值模拟和试验的方法,研究宽范围流动和混气条件下蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动特性、燃油分布特性及点火性能,以获得凹腔驻涡值班稳定器的流动和点熄火性能变化规律,为凹腔驻涡稳定器在加力/冲压多模态燃烧室中的实际应用提供技术支持。

2 研究方案与方法

2.1 蒸发式凹腔驻涡值班稳定器方案

图1是一种利用高温燃气预热预混供油的蒸发式凹腔驻涡值班稳定器结构示意图。其工作原理是,内涵高温燃气首先通过引气流道进入掺混腔,接着燃料通过直射式喷嘴以液柱形式喷入掺混腔;燃料首先接触下方分流板破碎雾化,接着与来自引气流道的内涵高温燃气混合,液态燃料在掺混腔内受到高温燃气的加热以及气动作用后进一步蒸发,形

成预混油气;形成的预混油气通过横向分布的矩形进气槽进入凹腔,与凹腔回流区耦合,当凹腔回流区内预混油气达到可燃极限时,点火成功,在凹腔区域形成稳定燃烧的火焰。表 1 为凹腔驻涡值班稳定器的结构参数。其中,点火电嘴安装在靠近预混油气出口位置,以获得更高的点火性能。电嘴的插入凹腔深度仅 2mm,以保护火花塞免受高温气体的影响。

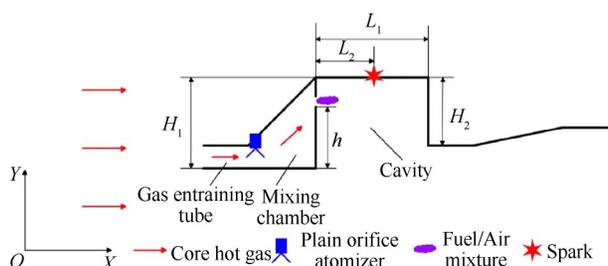


Fig. 1 Schematic of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

Table 1 Structural parameters of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

Nomenclature	Parameter
Height of the front wall of cavity H_1	$H_1/L_1=0.8$
Height of the back wall of cavity H_2	$H_2/L_1=0.6$
Height of rectangular intake slot h	$h/L_1=0.64$

2.2 试验系统和测量方法

本文中对于蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动及点熄火特性试验是在二元矩形试验通道中进行的。如图 2 所示,试验系统主要包括空气供给系统、直接加热系统、供油系统、点火器及模型燃烧室试验段。空气供给系统包括两台罗茨风机,最大流量 3.0kg/s,气源压力为 0.17MPa。通过直接加热系统可使模型燃烧室进口空气总温最高达 1300K。加温后

的空气通过如图 3 所示的整流腔和矩形整流段整流,可确保稳定器前端进气均匀。其中,空气流量通过 LUGB-24 温压补偿型涡街流量计测量,最大测量误差为 $\pm 1\%$;燃烧室进口空气温度采用 K 型热电偶测量,最大测量误差为 $\pm 0.4\%$ 。凹腔驻涡值班火焰稳定器的点火采用 TDH20-1 型高能电火花点火器,点火能量和频率分别为 12J 和 6Hz。凹腔驻涡值班稳定器的供油系统的燃油流量通过 OFG-3 型椭圆齿轮流量计测量,最大测量误差 $\pm 0.5\%$ 。

PIV 测试系统主要包括激光器、高分辨率 CCD 相机、多通道纳秒同步器和粒子投放装置等。PIV 测量方法见文献[15]。试验中示踪粒子采用空心玻璃微珠,平均粒径为 5~15 μm 。PIV 测试时两束激光的脉冲间隔为 100 μs ,CCD 数字相机拍摄频率设为 5 帧/s,一次实验共计拍摄 150 组图像,最后通过时均化处理得到时均流场。

点火性能试验时,燃烧室进口气流速度的条件通过调整进气阀开度实现,通过调整加温段供油量改变进口气流温度。在模型燃烧室进口气流状态达到试验工况点后,对试验段进行值班供油并打开点火器,然后缓慢调节燃油量,直至点火成功,记录成功点火时的供油量,为避免试验测量的偶然性,每个工况均进行 4 次重复试验,并取 4 次试验的平均值作为最终结果。每次点火试验成功后间隔一段时间以确保燃烧室壁温恢复到点火前。

2.3 物理模型和数值模拟方法

数值模拟采用的燃烧室模型如图 4 所示,模拟采用简化的燃烧室方管模型,入口尺寸为 200mm \times 120mm,总长度为 700mm。对计算模型采用结构化网格划分,并对凹腔区域网格细化,通过对网格进行无关性验证,确定了最后网格总数为 450 万。

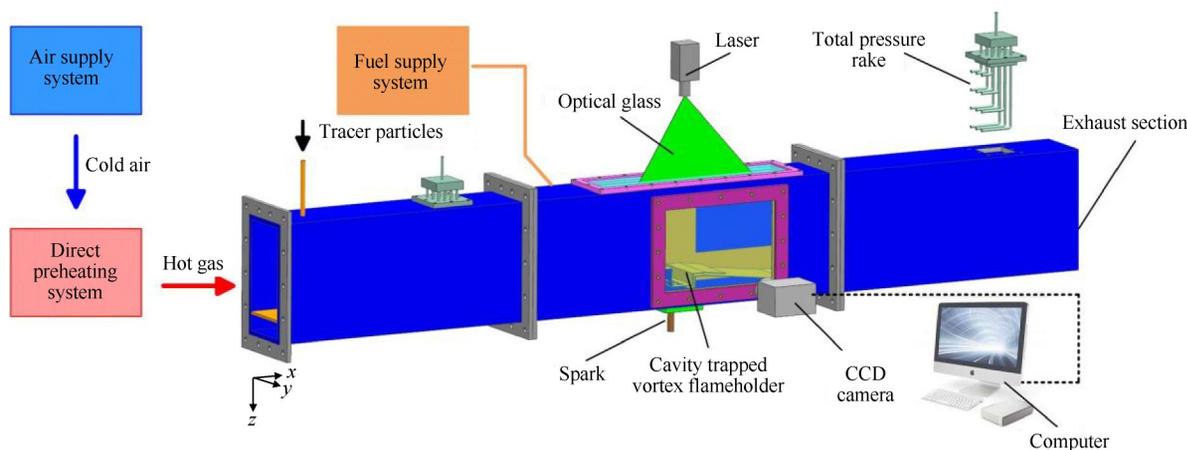


Fig. 2 Schematic of test section design

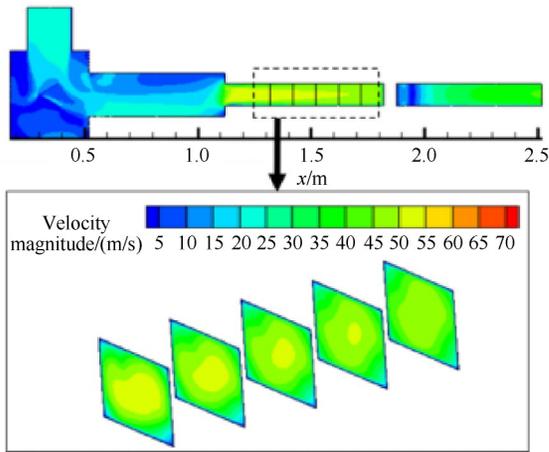


Fig. 3 Flow simulation results of the rectification segment

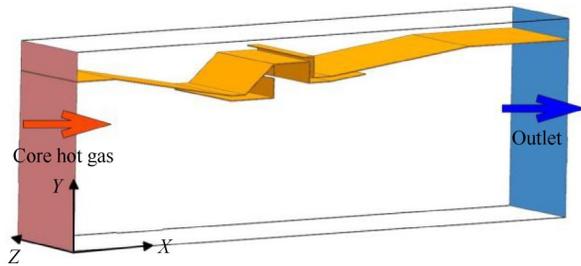


Fig. 4 Calculation model

数值模拟边界条件如表2所示,湍流模型选用Standard $k-\varepsilon$ 模型。燃油分布的计算采用基于Lagrangian方法的离散型模型(DPM模型),颗粒运动轨迹追踪采用随机轨道模型,同时考虑颗粒的破碎和碰撞。液滴的破碎采用TAB(Taylor Analogy Break-up)模型,拽力模型选择Dynamic-Drag。直射式喷嘴的模拟采用平口雾化模型完成,燃油选用航空煤油($C_{12}H_{23}$)。离散格式采用二阶迎风格式,连续性、动量、湍流和能量的控制方程采用SIMPLE算法求解,收敛准则为各项残差值均小于 10^{-6} ,且监测出口流压力、煤油质量分数不再变化。针对数值模拟结果,选取如图5所示的特征截面进行分析。

Table 2 Boundary conditions

Position	Boundary condition	Parameter
Combustion chamber inlet	Velocity-inlet	$v_{in}=200\text{m/s}$ $T_{in}=600\text{K}$
Combustion chamber outlet	Pressure-outlet	$p_s=101325\text{Pa}$
Stationary wall	Wall	\

2.4 数值模拟方法验证

为了检验本文数值计算方法及湍流模型的合理性,将流场的模拟结果与PIV试验结果进行了对比,试验工况为 $v_{in}=100\text{m/s}$; $T_{in}=300\text{K}$ 。如图6所示,为PIV

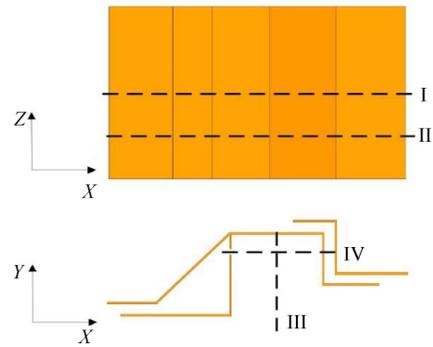


Fig. 5 Select section of calculation result

流场测试结果和不同湍流模型下数值模拟结果在截面I(稳定器的对称中心截面)的流场分布。从图6(a)中可以看出,凹腔内形成了上下排布的涡系结构,下部的副涡可以保护上部的主涡不受主流影响。对比图6(b)~(d)可以看出,三种 $k-\varepsilon$ 湍流模型的计算结果略有差别:其中,Standard $k-\varepsilon$ 和Realizable $k-\varepsilon$ 模型计算的流场和PIV试验结果最为相似;而RNG $k-\varepsilon$ 模型的计算结果中,主涡被副涡挤压到右上角,副涡和主涡呈对角分布,该结果和PIV试验结果差别最大。表3为模拟结果和PIV试验结果在截面I的凹腔主涡涡心坐标的相对误差,其中 ΔX 和 ΔY 分别指主涡的涡心距凹腔前壁和凹腔主板的距离, L_1 和 H_1 则为凹腔主板长度和凹腔前壁高度。由表3可知Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型的主涡涡心计算结果和PIV结果对误差最小,误差在10%以内。因此本文采用Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型和上述模拟方法来研究蒸发式凹腔驻涡值班稳定器流动特性。

采用文献[16]中模型及模拟方法,验证油雾场计算方法的准确性。来流条件为 $v_{in}=125\text{m/s}$, $T_{in}=600\text{K}$ 。全局供油当量比 $\Phi_{FAR}=0.4$ 时稳定器截面后方60mm处的测点当量比试验及数值模拟结果如图7所示。可以看出数值模拟结果与试验结果各测点的当量比值具有良好的一致性;数值模拟结果略大于实验值,其中最大偏差出现在point6,误差为9.6%。但最大相对误差在10%以内,因此用该数值模拟方法研究蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的油雾场结果是可信的。

3 结果与讨论

3.1 流动特性

图8为蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流场分布,来流工况 $v_{in}=200\text{m/s}$; $T_{in}=600\text{K}$ 。从图8(a)可以看出,气流进入掺混腔后,首先在掺混腔内形成了低速回

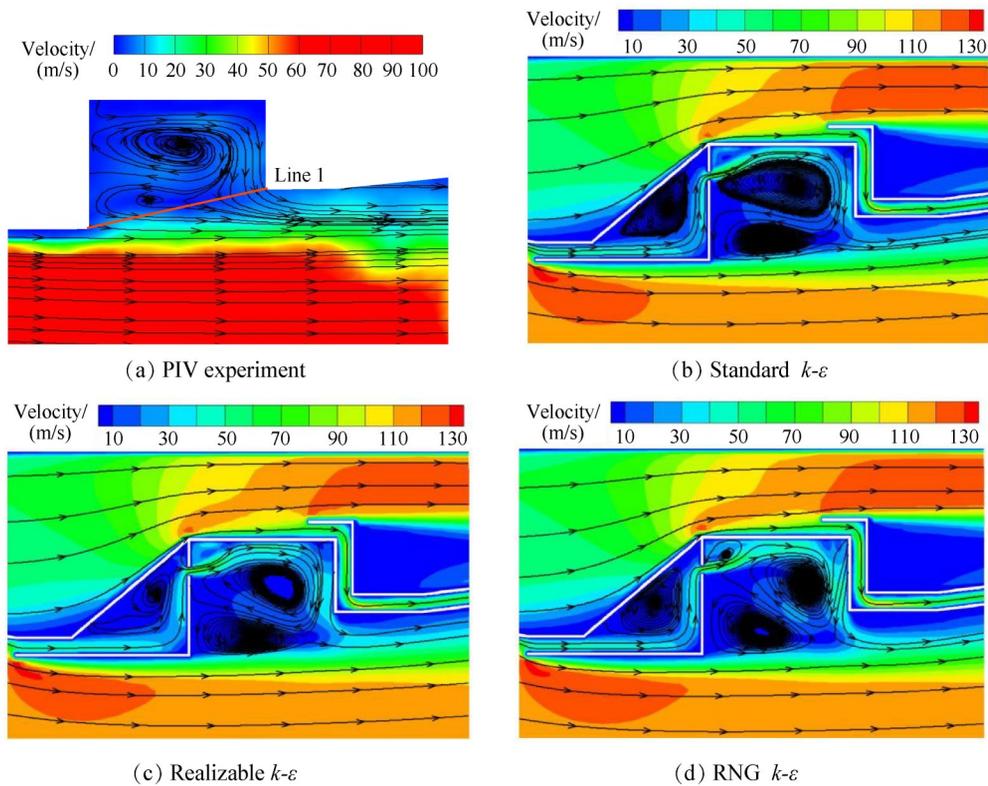


Fig. 6 Streamline distribution of section I

Table 3 Comparison of PIV test results of the main vortex center coordinates with the simulation results at $v_{in}=100\text{m/s}; T_{in}=300\text{K}$

Item	PIV	Standard $k-\epsilon$	Relative error/%	Realizable $k-\epsilon$	Relative error/%	RNG $k-\epsilon$	Relative error/%
$\Delta X/L_1$	0.58	0.62	6.9	0.61	5.2	0.71	22.4
$\Delta Y/H_1$	0.31	0.34	9.7	0.42	35.5	0.37	19.4

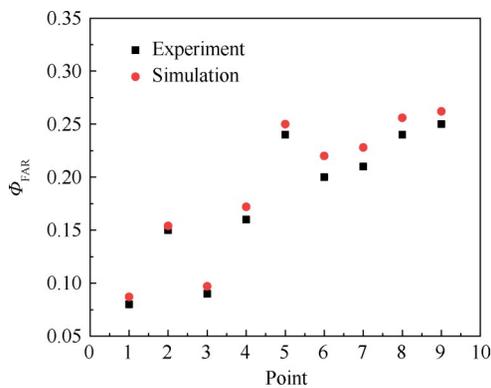


Fig. 7 Comparison between numerical simulation results and test results of gas phase $C_{12}H_{23}$

流区,该回流区的存在有利于供油时液态燃油的二次破碎、提高燃油的蒸发率,同时可以实现气相燃油和空气的预混。气流进入凹腔后,在凹腔内形成了三涡系结构,分别是位于左上角的角涡、凹腔中部的副涡以及凹腔中下部的副涡。主涡结构饱满,为点火和火焰稳定提供了必要的条件;而靠近主流的副涡,可以帮助从主涡来的高温燃烧产物与新鲜主流

快速掺混,加速主涡从周围流体中补充燃料,从而补偿主涡向周围散失的热量。副涡起到保护主涡不受主流影响并将驻涡区火焰传播至主流的作用。对比图 8(a),(b)可以看出,掺混腔和凹腔内的流动特性在周向分布上基本相同;但截面 II 的主涡的涡心位置相对于截面 I 略有后移。而对比图 6(b)和图 8(a)可得,当来流速度从 100m/s 增大至 200m/s 时,凹腔内涡系结构的大小和方向均未发生改变。由此可以说明蒸发式火焰稳定器流动特性满足高速来流条件下点火和组织燃烧的条件。

蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的不同周向截面的湍流强度分布如图 9 所示。可以看出,火焰稳定器的掺混腔和凹腔区域,湍流强度均大于零;稳定器的流动区域内均是湍流流动能够改善燃油的分布均匀性,避免出现局部富油。而高湍流强度区主要分布在凹腔进气槽(区域 A)、分流板的下方(区域 B)以及凹腔中下部(区域 C),其中,凹腔进气槽处的高湍流强度可以使得点火后火焰在此处发生淬熄,防止凹

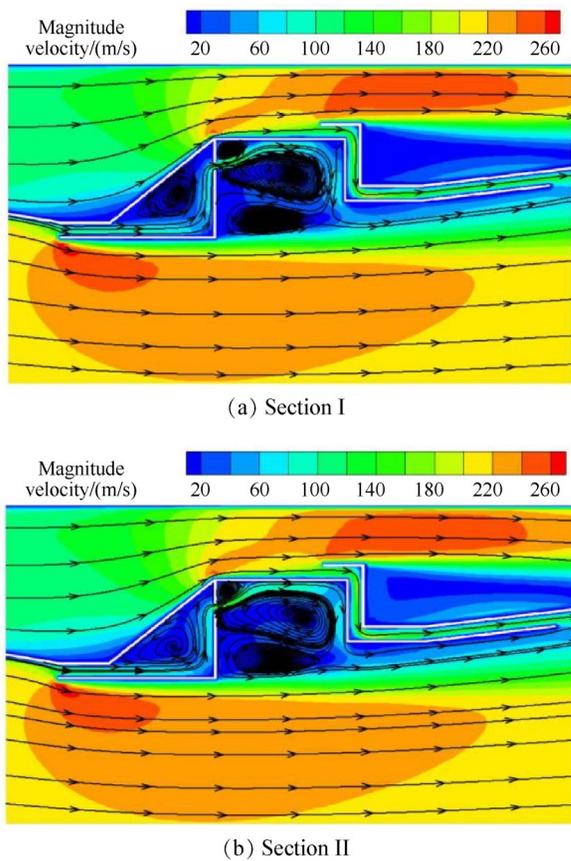


Fig. 8 Streamline distribution of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

腔中的火焰通过凹腔进气槽传入油气掺混腔;凹腔驻涡区下方的高湍流强度区主要由凹腔驻涡区气流与主流剪切作用形成,并随着流向逐渐衰减;凹腔驻涡区下方的高湍流强度分布,有利于凹腔点火后的高温产物快速向下游发展,对火焰传播有利。分流板下方的高湍流强度区则由主流接触到分流板前缘点,发生流动分离形成。

对于值班稳定器,要求其流场满足可靠点火的前提下,还应具备更低的流动阻力损失^[17]。图10给出了凹腔值班稳定器、常规V型稳定器以及蒸发式凹腔值班驻涡稳定器,在不同来流马赫数下的总压恢复系数。

总压恢复系数 σ 的定义如下

$$\sigma = \frac{p_1}{p_0} \quad (1)$$

式中 p_0 和 p_1 分别为模型燃烧室进口总压和出口总压。

阻塞比 ε 的定义如下

$$\varepsilon = \frac{A_1}{A_2} \quad (2)$$

式中 A_1, A_2 分别为稳定器的在模型燃烧室流道中的迎风面积和模型燃烧室的流道面积。

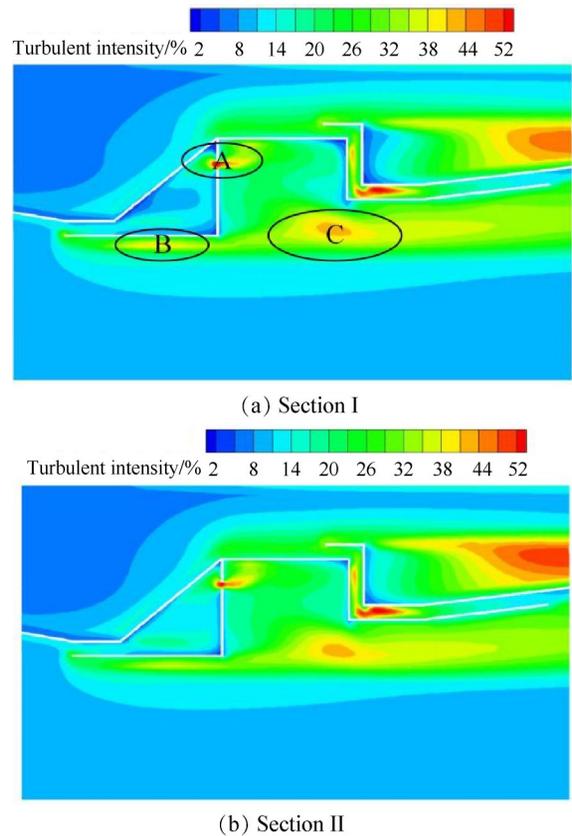


Fig. 9 Turbulent intensity distribution of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

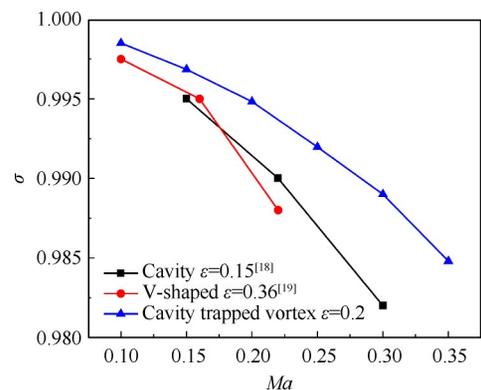


Fig. 10 Comparison of total pressure recovery coefficient of cavity flame-holder, conventional V-type flame-holder and evaporating cavity trapped pilot vortex flame-holder

从图10可以看到,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数随着来流马赫数的增大而降低,且在来流马赫数更高时,总压恢复系数的相对降低量更大。这是由于进口 Ma 数的增大,使得流动速度增大,火焰稳定器的局部摩擦损失增大,同时随着进口 Ma 数的增大,驻涡区回流区的回流强度增大,回流区对气体的卷吸力增强,局部损失增加,从而导致总压恢复系数降低。但凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数在0.98以上,满足作为加力/冲压多模态燃烧室

值班稳定器低阻的使用需求。此外,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数要比文献[18]中的凹腔稳定器、及文献[19]中的常规V型稳定器的总压恢复系数要更高。在 Ma 大于0.2时,这一优势更加明显。当 Ma 为0.3时,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数相比于凹腔值班稳定器高1%。

3.2 油雾场分布特性

加力/冲压多模态燃烧室中涉及的是两相燃烧,燃油先从喷嘴喷出后一次破碎雾化形成大小不一的油珠,接着随着气流向下游运动时,油珠被二次雾化、蒸发,粒径逐渐变小,并与空气掺混而形成合适的预混气。因此值班区的油珠粒径大小和燃油的蒸发效果直接影响稳定器的点火性能。

图11给出了蒸发式凹腔驻涡值班稳定器在 $v_{in}=200\text{m/s}$; $T_{in}=600\text{K}$ 工况下的粒径分布。可以看到,掺混腔内供油后,燃油在掺混腔内回流区的气动力和燃气预热的作用下,首先破碎成粒径较大的油珠,平均粒径在 $80\mu\text{m}$ 左右。接着油珠在凹腔回流区内进一步破碎成微小油珠,由于凹腔内较强的湍流强度,使得凹腔内燃油粒径明显减小,凹腔内平均粒径在 $30\mu\text{m}$ 左右。油珠粒径越小,随气流的跟随性越好,越容易蒸发。此外,掺混腔中粒子分布的密集程度明显大于凹腔,这说明,掺混腔中的粒子停留时间更长,即液相煤油的雾化与混合过程主要在掺混腔完成,缩短了凹腔内煤油与空气混合的时间,有助于提高点火性能。

蒸发式凹腔驻涡值班稳定器在 $v_{in}=200\text{m/s}$; $T_{in}=600\text{K}$ 工况下的气相燃油分布如图12所示,供油当量比 $\Phi_{FAR}=0.012$ 。从图12(a)(b)可以看到,相比于掺混腔内的燃油当量比,凹腔内燃油当量比变化梯度更小;这说明凹腔内气相燃油沿流向分布比较均匀。从图12(c)和(d)可以看出,气相燃油沿周向从稳定器对称子午面最富递减到相邻稳定器中间面最贫,周向燃油分布略有不均;这是由于,在 600K 的相对低温的来流条件下,大部分燃油在掺混腔内蒸发吸热,使得进入凹腔的气流温度降低,此时气动力对燃油蒸发效果占据主导作用,在稳定器对称中心,气流流速较高,而两侧气流受到壁面的迟滞作用,气流流速相对较低,因此出现燃油在靠近两侧壁面位置时当量比较低。这种情况在来流温度进一步升高时,会得以改善。

为了进一步说明蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的燃油蒸发特性,图13给出了在不同来流参数下,凹腔驻涡火焰稳定器的掺混腔内的燃油蒸发率,供油当

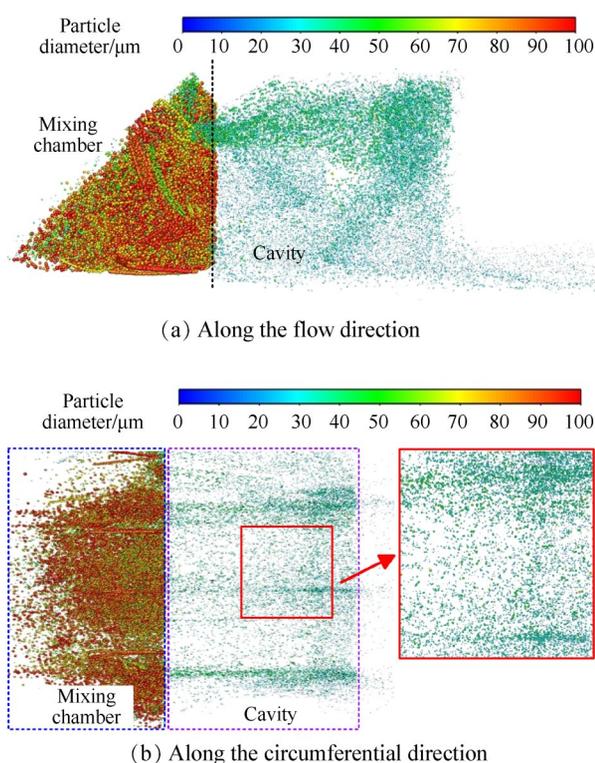


Fig. 11 Particle size distribution of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

量比 $\Phi_{FAR}=0.012$ 。从图13可以看出,不同来流速度下,掺混腔内的燃油蒸发率均随着温度的升高而增大;相同来流温度下,掺混腔内的燃油蒸发率随来流速度的增大而增大。这与常规薄膜蒸发稳定器所得出的结论是一致的^[20]。在 $v_{in}=100\text{m/s}$; $T_{in}=600\text{K}$ 的来流工况下,掺混腔内的燃油蒸发率为33.5%;而在 $v_{in}=200\text{m/s}$; $T_{in}=600\text{K}$ 的来流工况下,掺混腔内的燃油蒸发率升至46.4%,燃油蒸发率提高了12.9%。这说明蒸发式凹腔驻涡值班稳定器在来流温度相对低、速度相对高的情况下,可以使得燃油在进入凹腔之前,大部分完成蒸发和预混,从而使得其在高速、低温下的点火性能得以改善。

3.3 贫油点熄火特性

本文在凹腔的回流区内沿流向涡设计了2个点火位置以获得蒸发式凹腔驻涡值班稳定器最佳的点火位置,图14显示了点火位置与流向涡的相对位置,其中,点火位置a距离凹腔前壁10mm,点火位置b距离凹腔前壁30mm。表4为不同点火位置的点、熄火当量比。试验研究表明,在点火位置a处,即点火位置靠近凹腔左上角的角回流区时,点、熄火当量比更低。这得益于角回流区处的相对低速和相对富裕的燃油分布。因此凹腔驻涡值班稳定器的点火位置选择在靠近角回流区的位置a。

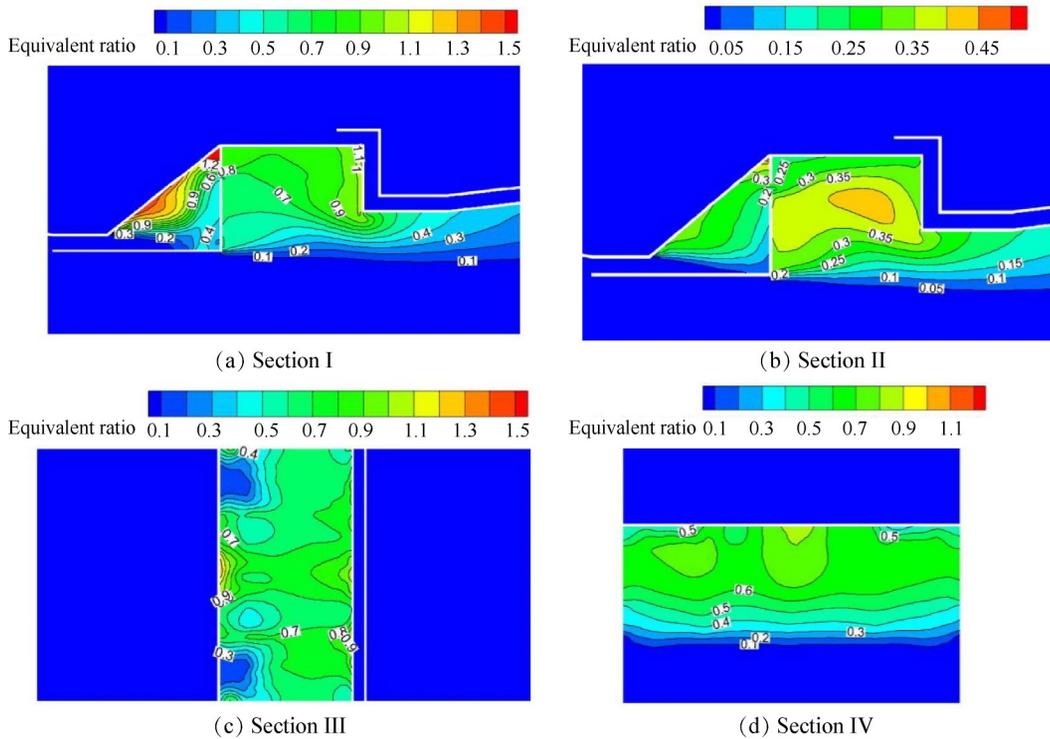


Fig. 12 Fuel spray distribution of evaporating cavity trapped vortex pilot flame-holder

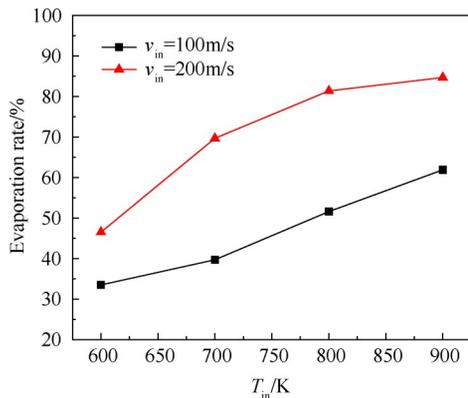


Fig. 13 Evaporation rate of $C_{12}H_{23}$ in the mixing chamber under different flow condition

如图 15 所示,为蒸发式凹腔驻涡值班稳定器 (Cavity trapped vortex)与常规薄膜蒸发式值班稳定器 (Film evaporation)及蒸发式 Z 型值班稳定器 (Z-shaped),在来流温度为 600K 时的贫油点火 (LI)和熄火 (LBO)当量比的对比。可以看出,随着来流速度的增大,3 种火焰稳定器的贫油点火当量比均增大;这是由于,随着进口速度的增加,凹腔驻涡值班稳定器内的速度也随之增加,燃油在凹腔值班稳定器内滞留时间变短,造成回流区燃油浓度过低而无法达到成功点火的条件,为了点火成功,需要增大供油量,提高凹腔当量比。3 种火焰稳定器的贫油熄火当量比同样随着来流速度的增大而增大,这是由于在稳

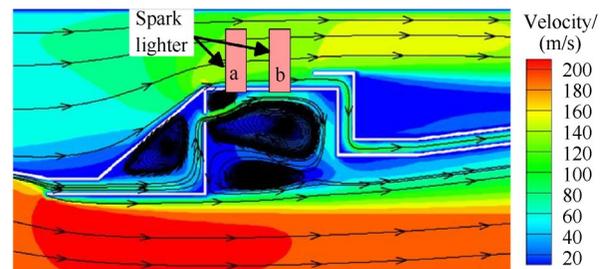


Fig. 14 Ignition position

Table 4 Ignition and blowout equivalence ratio at different ignition positions

Positions	a	b
Ignition equivalence ratio	0.0195	0.0225
Blowout equivalence ratio	0.0102	0.0126

定的燃烧区域内,来流速度的提高,一方面使得凹腔内回流区涡强度增强,增大了对反应热的耗散,使得凹腔原有的平衡状态被打破;另一方面,预混油气在凹腔的停留时间随来流速度的增大而变短,更加不利于火焰的稳定;因而为了稳定火焰,当来流温度不变时,需要增加凹腔回流区的油气比,以提供更多的反应热,缩短化学反应时间,实现新的平衡。

相比于文献[20]中的薄膜蒸发式值班稳定器,蒸发式凹腔驻涡值班火焰稳定器具有更低的贫油点火和熄火当量比;在来流速度为 200m/s 时,相比于薄膜蒸发式值班稳定器,贫油点火当量比降低 30%;贫

油熄火当量比降低48.8%。相比于文献[21]中的蒸发式Z形值班稳定器,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器在来流速度较低时,贫油点火当量比更低;随着来流速度的增大,两者的贫油点火当量比逐渐相当;而蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的贫油熄火当量比始终低于蒸发式Z形值班火焰稳定器,即蒸发式凹腔驻涡值班稳定器相比于蒸发式Z形值班稳定器具有更宽的点熄火边界。相比于蒸发式Z形值班稳定器,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器贫油点火当量比降低5.5%;贫油熄火当量比降低37.4%。由此可以说明本文提出的蒸发式凹腔驻涡值班稳定器是低温、高速来流条件下极具优势的值班点火方案。

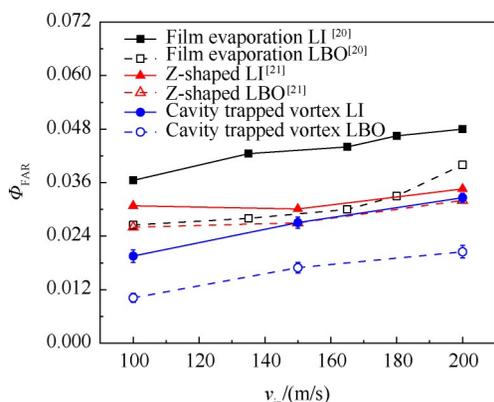


Fig. 15 Comparison of lean ignition and blowout performance between evaporating cavity trapped vortex, evaporating Z-shaped and film evaporating pilot flameholder

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)流场的PIV试验结果和数值模拟结果表明,Standard $k-\epsilon$ 湍流模型能更好地预测蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的流动特性,误差在10%以内。蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的掺混腔和凹腔内部形成的涡系结构,为低温、高速来流下的点火和燃烧提供了有利条件。

(2)蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数随着来流马赫数的增大而降低,且相比于常规V型稳定器和凹腔稳定器具有更低的流动损失。在 $Ma > 0.2$ 时,这一优势更加明显。在 $Ma=0.3$ 时,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的总压恢复系数相比于凹腔值班稳定器高1%。

(3)凹腔驻涡区的气相油雾在流向分布均匀;沿周向从稳定器对称子午面最富递减到相邻稳定器中间面最贫。虽然周向燃油分布的不均匀性,在来流

温度进一步升高时会得以改善,但在来流温度更低的情况下需进一步考虑周向燃油不均匀性对点火性能的影响。

(4)蒸发式凹腔驻涡值班稳定器在相对低温(600K)、高速(100~200m/s)的来流条件下具有更宽的点熄火边界。相比于蒸发式Z形值班火焰稳定器和常规薄膜蒸发式值班稳定器,蒸发式凹腔驻涡值班稳定器贫油点火当量比能分别降低5.5%和30%;其贫油熄火当量比能分别降低37.4%和48.8%。研究结果证明了蒸发式凹腔驻涡值班稳定器是低温、高速来流条件下极具优势的值班点火方案。

在后续研究中,需对蒸发式凹腔驻涡值班稳定器的点火瞬态过程进行分析,深入研究其点熄火性能变化规律;并针对值班稳定器组合径向稳定器后,径向稳定器对流场结构、点火性能的影响规律开展研究。

致谢:感谢南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划项目的资助。

参考文献

- [1] 陈博,桂丰,李茜,等. 国外并联式涡轮基组合循环发动机技术发展途径浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(1): 57-62.
- [2] Sziroczak D, Smith H. A Review of Design Issues Specific to Hypersonic Flight Vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 84: 1-28.
- [3] 吴云柯,李志强,杨谦,等. 折叠V形火焰稳定器原型的冷态与稳燃特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1321-1328. (WU Yun-ke, LI Zhi-qiang, YANG Qian, et al. Cold Flow and Combustion Characteristics of a Prototype Folded-V Flame Holder [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6): 1321-1328.)
- [4] 陈玉乾,范育新,赵世龙,等. 冷气射流对壁式火焰稳定器流场特性及壁温分布影响数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(3): 200263. (CHEN Yu-qian, FAN Yu-xin, ZHAO Shi-long, et al. Numerical Study for Effects of Air-Cooled Jet on Flow Characteristics and Temperature Distribution of Wall Flameholder [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200263.)
- [5] 吴伟秋,范育新,缪俊杰,等. 壁式与径向组合稳定器的流动与点火特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 200969. (WU Wei-qiu, FAN Yu-xin, MIAO Jun-jie, et al. Flow and Ignition Characteristics of Wall Combined with Radial Flame-Holder [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 200969.)
- [6] Chen S. Spinning Effects on a Trapped Vortex Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(5):

- 1133-1145.
- [7] 黄夏, 王慧汝. 凹腔支板火焰稳定器冷态流场对点火性能影响规律的数值模拟分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(5): 11-17.
- [8] Zhao D, Gutmark E, Goey P D. A Review of Cavity-based Trapped Vortex, Ultra-compact, High-g, Inter-turbine Combustors[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2018, 66: 42-82.
- [9] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental Studies of Cavity-Based Flame-Holder Concepts for Supersonic Combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 17(1): 146-153.
- [10] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary Turbine Accelerator(RTA) Demonstrator[R]. *AIAA 2005-3250*.
- [11] 何小民, 秦伟林, 朱志新, 等. 冲压发动机驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 16-21.
- [12] 谭云川, 钟华贵, 孙瑞礼, 等. 驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1932-1941.
- [13] Zhu Z X, Huang Y K, Zhang H W, et al. Combustion Performance in a Cavity-Based Combustor under Subatmospheric Pressure[J]. *Fuel*, 2021, 302: 121115.
- [14] 王亚妹, 方祥军, 顾洪斌, 等. 高温引气对亚燃冲压燃烧室性能影响的研究[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 143-152. (WANG YA-mei, FANG Xiang-jun, GU Hong-bin, et al. Investigation of Hot Air on Performance of Ramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(12): 143-152.)
- [15] 汤朝伟, 李建中, 金武, 等. 主燃级旋流数影响三级旋流燃烧室流动与燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 634-645.
- [16] 翟文辉. 多模态燃烧室一体化设计火焰稳定器燃油分布特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [17] 李庆, 潘余, 谭建国, 等. 亚燃冲压发动机中凹腔与V槽火焰稳定器性能对比分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 35-40.
- [18] 牛嘉伟. 外凹腔点火及火焰稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [19] 秦伟林, 何小民, 金义, 等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1347-1354.
- [20] 程晓军, 范育新, 王家骅. 薄膜蒸发稳定器在超级燃烧室内贫油点熄火特性[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 246-252. (CHENG Xiao-jun, FAN Yu-xin, WANG Jia-hua. Performances of Lean Ignition and Lean Blow-out with Film Evaporation Flameholder in Hyperburner[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2): 246-252.)
- [21] 缪俊杰, 范育新, 吴伟秋, 等. 蒸发式Z形值班火焰稳定器的点火性能[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1457-1465.

(编辑:梅 瑛)