

凹腔燃烧室对旋转爆震波传播模态和 燃烧室推力性能的影响

王致程¹, 严宇¹, 王可², 范玮², 杨宝娥¹, 胡洪波¹, 赵明皓²

(1. 中国航天科技集团有限公司

西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为研究凹腔燃烧室对旋转爆震波模态和燃烧室推进性能的影响, 分别基于凹腔燃烧室、宽度 19 mm 和宽度 15 mm 的环形燃烧室, 以乙烯和富氧空气为推进剂, 氧化剂流量范围为 50~200 g/s, 当量比为 0.8, 在未安装和安装塞式喷管条件下开展了对比实验。未安装塞式喷管条件下, 凹腔燃烧室和环形燃烧室中均得到了双波对撞模态和单波模态, 且分布规律基本相同, 但凹腔燃烧室中旋转爆震波的传播速度明显高于环形燃烧室, 推进剂供给流量越低趋势越明显, 说明凹腔结构可以改善推进剂的混合效果, 减小爆震波的速度亏损。安装塞式喷管后, 爆震波的传播模态发生了变化, 不同燃烧室构型中得到了缓燃模态、双波对撞模态、四波对撞模态、单波模态和双波模态。凹腔燃烧室中爆震波以单波或双波模态稳定传播的工况范围较宽, 爆震波速度亏损更小, 环形燃烧室中爆震波稳定传播的工况范围较窄, 主要以双波对撞或者四波对撞模态传播。最后, 对比不同燃烧室条件下的混合物比冲发现, 凹腔燃烧室的混合物比冲低于环形燃烧室, 与宽度为 15 mm 的环形燃烧室相比比冲下降了约 10%, 与宽度为 19 mm 的环形燃烧室相比比冲平均下降了约 7%。上述研究表明凹腔燃烧室有利于旋转爆震波的稳定传播, 减小爆震波的速度亏损, 但凹腔结构会降低燃烧室的推进性能。

关 键 词: 旋转爆震波; 凹腔燃烧室; 环形燃烧室; 传播模态; 传播速度; 比冲

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of the cavity combustor on the propagation modes of rotating detonations and propulsion performance

WANG Zhicheng¹, YAN Yu¹, WANG Ke², FAN Wei², YANG Bao'e¹,
HU Hongbo¹, ZHAO Minghao²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To investigate the effect of the cavity combustor on the propagation modes of rotating detonation waves and propulsion performance, experimental study was performed in a laboratory-scale rotating detonation combustor utilizing different combustor configurations including a cavity combustor, two annular combustors with the combustor width of 19 mm and 15 mm, respectively. Ethylene and

收稿日期: 2022-12-10

基金项目: 陕西省自然科学基金(2022JQ-490); 重点实验室基金(HTKJ2022KL011002);

国家自然科学基金委员会面上项目(52076181)

作者简介: 王致程(1990—), 男, 工程师, 博士, 主要从事爆震发动机的基础与应用研究。E-mail: wangzhichengnwp@163.com

引用格式: 王致程, 严宇, 王可, 等. 凹腔燃烧室对旋转爆震波传播模态和燃烧室推力性能的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1306-1315.

WANG Zhicheng, YAN Yu, WANG Ke, et al. Effect of the cavity combustor on the propagation modes of rotating detonations and propulsion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1306-1315.

oxygen-enriched air was used as propellants. The mass flow rate of oxidizer varied from 50 g/s to 200 g/s and the equivalence ratio was fixed at 0.8. The experiments have been conducted in the combustor with and without installing the aerospoke nozzles, respectively. For the combustor without installing the nozzle, the dual-wave collision mode and the single detonation mode were obtained and the mass flow rate ranges of different modes were identical for different combustors. For the cavity combustor, the propagation velocity was faster than the values measured from the annular combustors, especially at lower mass flow rate. This phenomenon indicated that more homogeneous mixtures were produced and lower velocity deficit were obtained in the cavity combustor. As the combustors installing with the aerospoke nozzles, different propagation modes were observed, including deflagration mode, dual-wave collision, quad-wave collision, single detonation mode and dual wave mode. The stable co-rotating detonations were easily obtained with a wide range of mass flow rate in the cavity combustor, while the detonation counter-rotating detonations were easily acquired at the same operation conditions. Finally, it was found that specific impulse calculated from the cavity combustor decreased by 10% compared with the annular combustor of width 15 mm, and by 7% compared with the annular one of width 19 mm, respectively. In summary, the cavity combustor was beneficial for promoting the stability and reducing the velocity deficit of rotating detonations, but this configuration was adverse for the propulsion performance.

Keywords: rotating detonation waves; cavity combustor; annular combustor; propagation mode; propagation velocity; specific impulse

基于爆震燃烧方式的旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)具有结构简单、热循环效率高和体积小等潜在优势^[1],应用前景非常广阔,引起了国内外研究者的广泛关注。近年来包括国防科技大学、清华大学、北京大学、西北工业大学、南京理工大学、美国空军实验室、俄罗斯斯拉夫连季耶夫流体力学院(LIH)和日本名古屋大学等国内外多家研究机构相继开展了RDE的基础研究^[2-6],以及RDE在火箭发动机、冲压发动机和航空发动机领域的应用研究工作^[7-9]。

RDE通常采用由外环和内柱组成的环形燃烧室结构。针对环形燃烧室结构,Bykovskii等人^[10]发现爆震波个数与可燃混合物填充高度有关,提出了环形燃烧室中维持爆震波传播的临界条件,即燃烧室宽度不小于 $\lambda/2$,燃烧室直径不小于 40λ 等, λ 为爆震波的胞格尺寸。爆震波锋面由大量的三波点结构(入射激波、横波和马赫干的交点)组成,爆震波传播时三波点的运动轨迹形成了菱形的胞格结构,单个胞格的宽度定义为胞格尺寸 λ ,胞格尺寸越小,代表反应物的可爆性越好,也就更有利于爆震波的稳定传播。随后George等人^[11]以氢气和空气为反应物,验证了旋转爆震波传播的最小燃烧室宽度和最小爆震波高度。为了分析燃烧室内的爆震波结构和传播状态,Rankin等人^[12]通过平面激光诱导荧光、红外成像、化学自发光等光学诊断手段,在实验中获得了燃烧室

内的流场结构、爆震波高度、化学反应区宽度等关键信息。Zhou等人^[13]开展了三维数值计算研究,详细分析了燃烧室内的压力、温度和马赫数等参数的分布,同时也分析了不同燃烧室宽度对旋转爆震波结构的影响,发现随燃烧室宽度增大,爆震波在燃烧室内柱和外环之间的峰值压力差异越明显。Kawasaki等人^[14]对比了无内柱燃烧室和不同宽度环形燃烧室的推进性能,发现无内柱燃烧室的推力和比冲小于环形燃烧室,并且环形燃烧室的燃烧室宽度越小,比冲越高。Zhang和Wang等人^[15-16]通过实验研究表明,环形燃烧室宽度会影响旋转爆震波的传播模态,增大燃烧室宽度更有利于旋转爆震波的稳定传播,且爆震波传播速度更快。

上述研究分析了环形燃烧室内流场分布和旋转爆震波波系结构,基本理清了燃烧室宽度对爆震波传播模态和燃烧室推进性能的影响规律。已有实验结果表明宽度较小的环形燃烧室不利于旋转爆震波的稳定传播,爆震波的速度亏损更加明显,尤其以乙烯/常温空气或甲烷/常温空气为推进剂时^[17-18],环形燃烧室中难以维持旋转爆震波的稳定传播。

为了改善燃烧室内燃料和氧化剂的混合效果,实现旋转爆震波的稳定传播,Peng和Liu等人^[19-22]设计了凹腔型旋转爆震燃烧室,发现凹腔燃烧室内旋转爆震波存在锯齿波、单波或同向双波、双

波对撞等不同传播模态,并围绕不同的凹腔结构参数开展了实验研究工作。研究表明适当增大凹腔深度(小于 15 mm 时)有利于旋转爆震波的稳定传播;但当凹腔深度增大至 15 mm 时,燃烧室内出现了锯齿波传播模态;当燃烧室宽度继续增加时,爆震波无法稳定传播变为缓燃模态。同时,凹腔的轴向位置同样会影响旋转爆震波的传播模态,当凹腔的轴向位置小于 20 mm 时,燃烧波均以同向模态传播。当凹腔的轴向位置大于 40 mm 时,燃烧波均以双波对撞模态传播。此外, Meng 等人^[23]将凹腔结构应用于冲压旋转爆震燃烧室,在来流马赫数为 4、总温为 860 K 条件下通过实验成功实现了煤油/空气旋转爆震波的稳定传播。上述研究证明了凹腔燃烧室结构能够改善燃料和氧化剂的混合效果,有利于旋转爆震波的稳定传播,同时分析了凹腔结构参数对旋转爆震波传播特性的影响规律。

为了实现气体的理想膨胀,提高发动机的推进性能,燃烧室出口需安装尾喷管,采用环形或凹腔燃烧室时,通常选取与之结构匹配性好的塞式喷管结构。安装塞式喷管后,由于喉道面积的减小和燃烧室室压升高,会改变燃烧室的流场特征以及旋转爆震波的传播特性。Frolov 等人^[24]的研究表明,减小燃烧室的出口喉道尺寸比会增加旋转爆震波的个数。林伟等人^[25]同样对比了未安装喷管和安装塞式喷管的实验工况,发现未安装喷管的燃烧室中为单波模态,安装塞式喷管后燃烧室中为双波模态。彭皓阳等人^[26]的研究表明,当喷管喉道面积较小时,爆震波稳定传播的工况范围减小,且贫油极限附近会出现锯齿波模态。

从现有研究来看,围绕环形燃烧室和凹腔燃烧室均开展了较多的实验研究工作,分析了环形燃烧室宽度、凹腔燃烧室的凹腔深度和凹腔轴向位置等参数对旋转爆震波传播模态的影响,阐明了凹腔燃烧室有利于旋转爆震波的稳定传播,但上述研究中主要围绕一种燃烧室构型,缺少环形燃烧室和凹腔燃烧室之间的相互对比研究,不同燃烧室构型对于旋转爆震波传播模态的影响规律有待进一步进行研究。另一方面,喷管结构会改变旋转爆震波的传播特性,安装喷管后凹腔燃烧室是否仍有利于旋转爆震波的稳定传播,也需要通过实验进行分析。此外,目前凹腔燃烧室的文献中缺少针对推进性能的研究工作,该结构在改

善旋转爆震波稳定传播特性的同时,能否提高燃烧室的推进性能仍需进行验证。

本文采用乙烯和氧气体积分数为 50% 的富氧空气为推进剂,分别基于环型和凹腔燃烧室,在未安装塞式喷管和安装塞式喷管两种状态下开展了实验研究,分析了不同燃烧室结构对旋转爆震波传播模态和燃烧室推进性能的影响,为 RDE 燃烧室的优化设计提供了重要参考。

1 实验装置

1.1 燃烧室结构

本研究采用的燃烧室结构如图 1 所示,氧化剂和燃料分别采用环缝和喷孔喷注的方式,氧化剂环缝的喉道宽度为 0.5 mm,乙烯通过沿周向均布的 100 个直径为 0.6 mm 的喷孔供给到燃烧室,喷孔与燃烧室轴线方向的夹角为 60°。实验分别采用了凹腔燃烧室和环形燃烧室两种构型,不同燃烧室构型的外径和长度均相同,分别为 72 mm 和 75 mm。凹腔燃烧室中的凹腔长度和宽度分别为 35 mm 和 19 mm,凹腔后掠角为 45°,燃烧室出口的宽度为 15 mm。同时采用宽度为 19 mm 和 15 mm 的环形燃烧室与凹腔燃烧室进行对比,分别与凹腔宽度和凹腔燃烧室出口宽度相同。部分工况下,燃烧室出口安装了塞式喷管,喷管总长为 102 mm,喉道宽度为 4.7 mm,喉道面积约为 835 mm²,具体的喷管型面设计方法参考文献 [27]。燃烧室采用预爆管作为点火起爆装置,预爆管沿燃烧室切向进行安装,预爆管直径为 6 mm。

RDE 燃烧室的燃料和氧化剂分别为乙烯和

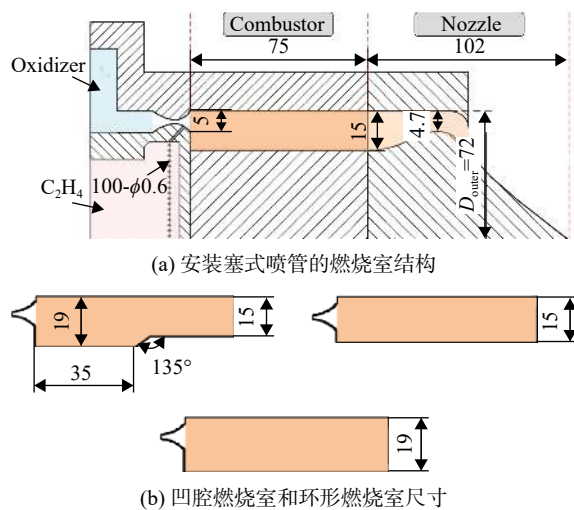


图 1 凹腔燃烧室和环形燃烧室结构示意图(单位: mm)
Fig. 1 Schematic of the cavity combustor and annular combustor (unit: mm)

氧气体积分数为 50% 的富氧空气。氧化剂采用富氧空气的原因在于本研究采用的燃烧室外径仅为 72 mm, 当燃烧室尺寸较小时, 环形燃烧室中采用空气和乙烯无法产生稳定传播的旋转爆震波。预爆管中的燃料和氧化剂分别为乙烯和氧气, 为了保证燃料和氧化剂的稳定供给, 实验期间的气源压力均大于 7 MPa。同时, 氮气作为吹除气体, 每次爆震波熄灭后将燃烧室内残余的已燃气体以及未燃的氧化剂和乙烯排出燃烧室。实验中通过自动控制系统和电磁阀等保证不同气体的供给时序和点火时序, 通过高频采集系统(采集频率为 200 kHz)采集了不同传感器的实验数据。

1.2 实验数据采集

实验中通过压阻式传感器(KELLER PA-21Y, 测量精度为 ± 0.025 MPa)分别监测了乙烯和富氧空气的供给压力。通过燃烧室外环布置的 4 个压电式压力传感器(CY-YD-205, 自振频率 >200 kHz) P1~P4 监测了燃烧波的压力, 压电式传感器的安装位置, 如图 2 所示。在热射流管出口处布置了

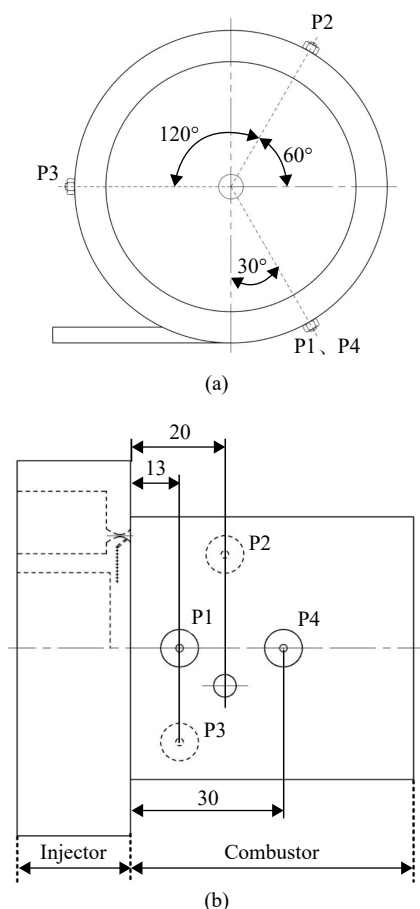


图 2 传感器安装位置示意图(单位: mm)

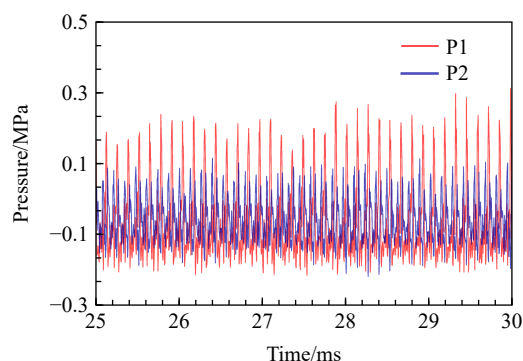
Fig. 2 Schematic of the mounting positions of pressure transducers (unit: mm)

两个压电式压力传感器 Pre1 和 Pre2, 监测热射流管出口是否形成了爆震波。通过压电式推力传感器(测力范围为 $-20 \sim 20$ kN, 灵敏度为 -3.7 pC/N)测量了 RDE 燃烧室的推力, 推力测量系统和测量方法参考已发表文献 [27]。此外, 通过两台层流质量流量计(测量范围为 $0 \sim 300$ g/s, 测量精度为 ± 1.5 g/s)分别监测了氧化剂和乙烯的供给流量。不同工况下, 乙烯的供给流量为 $7 \sim 25$ g/s, 氧化剂的供给流量为 $50 \sim 200$ g/s, 当量比为 0.8 ± 0.05 。

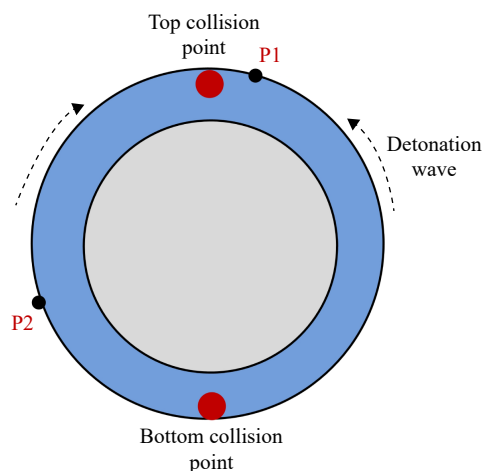
2 结果分析与讨论

2.1 未安装喷管

未安装喷管的凹腔燃烧室中, 当氧化剂流量为 48.5 g/s 时, 实验中测得的压力波形如图 3(a) 所示, 压力传感器 P1 测得的相邻压力峰值中间均对应传感器 P2 测得的两个压力峰值, 且压力传感器 P2 测得的压力峰值明显较低, 这是典型双波对撞模态的压力波形。该模态下燃烧室内存在两个沿相反方向传播的爆震波, 如图 3(b) 所示, 在对撞点发生碰撞, 对撞点附近压力较高。当两个爆



(a) 双波对撞的压力波形



(b) 双波对撞传播过程

图 3 凹腔燃烧室中的双波对撞模态

Fig. 3 Dual-wave collision mode in the cavity combustor

震波发生碰撞后,解耦变为缓燃波,压力峰值明显降低。缓燃波短时间内经过缓燃向爆震的转变(deflagration to detonation transtion, DDT)过程,再次转变为两个沿相反方向传播的爆震波,在另一个对撞点处再次发生碰撞,两个对撞点间隔约 180° 。由于传感器 P1 的安装位置接近爆震波的对撞点,因此测得的压力峰值较高;而传感器 P2 的安装位置远离爆震波对撞点,因此测得了对撞前和对撞后产生的两个峰值较低的压力波形。双波对撞模式时,爆震波不断重复“传播-碰撞-解耦-起爆-传播”的过程,无法形成稳定传播的旋转爆震波,该工况下燃烧波平均传播速度约为 $1\,726\text{ m/s}$,约为爆震波理论 C-J(Chapman-Jouguet)速度的 85.2% 。

当氧化剂流量增加至 123.6 g/s 时,凹腔燃烧室中产生了稳定传播的旋转爆震波,压力波形如图 4(a)所示。旋转爆震波沿顺时针方向传播($P4 \rightarrow P2$),通过传感器 P2 测得的压力波形可以得到不同压力峰值间的时间间隔,即数个旋转爆震波传播周期对应的时间,由式(1)计算可得数个循环周期内旋转爆震波的传播速度:

$$v_i = \frac{\pi D_{\text{out}}}{\Delta t_i / n} \quad (1)$$

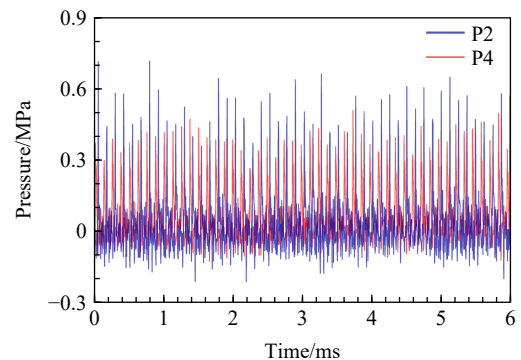
式中 v_i 为旋转爆震波的传播速度, D_{out} 为燃烧室外径, Δt_i 为不同压力峰值间的时间间隔, n 为对应时间间隔内的循环周期个数。

由于单个周期内,旋转爆震波的传播距离较短,相应的时间间隔也较短,在 20 kHz 的采样频率下,计算得到的旋转爆震波传播速度的误差接近 $\pm 100\text{ m/s}$ 。为了减小计算旋转爆震波传播速度时的误差,取每 5 个旋转爆震波传播周期,即 $n=5$,计算得到相应时间间隔内旋转爆震波的传播速度,传播速度的计算误差小于 20 m/s 。同时为了分析爆震波传播速度分布的分散程度,定义了爆震波传播速度的标准差 σ_v ,见式(2),式中 $\bar{v}$ 为旋转爆震波的平均传播速度, N 为样本总数。通过上述方法计算的旋转爆震波传播速度分布如图 4(b)所示,传播速度分布较为稳定,平均传播速度为 $1\,858.3\text{ m/s}$,标准差为 30.98 m/s ,约为理论值的 91.8% ,说明该工况下旋转爆震波以稳定的单波模式传播。

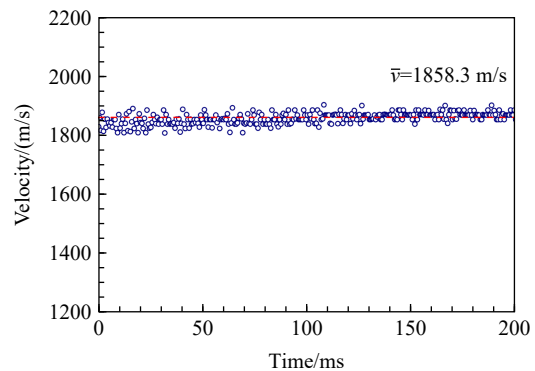
$$\sigma_v = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (v_i - \bar{v})^2}{N}} \quad (2)$$

不同氧化剂供给流量条件下,未安装喷管的

凹腔燃烧室(记为 CC)和环形燃烧室(宽度为 15 mm 和 19 mm 的环形燃烧室,分别记为 AC15 和 AC19)中旋转爆震波的传播模式分布如图 5 所示。3 种燃烧室中爆震波传播模式的分布规律基本相同,氧化剂供给流量仅为 50 g/s 时,均为双波对撞模式。当氧化剂供给流量在 $75 \sim 200\text{ g/s}$,均得到了稳定传播的旋转爆震波,且为单波模式。燃烧室内当供给流量较低时出现双波对撞的原因在于:首先,当供给流量较低时,推进剂的喷注压



(a) 单波模式的压力波形



(b) 爆震波传播速度

图 4 未安装塞式喷管凹腔燃烧室中稳定的单波模式
Fig. 4 Single detonating mode in the cavity combustor without installing aerospike nozzles

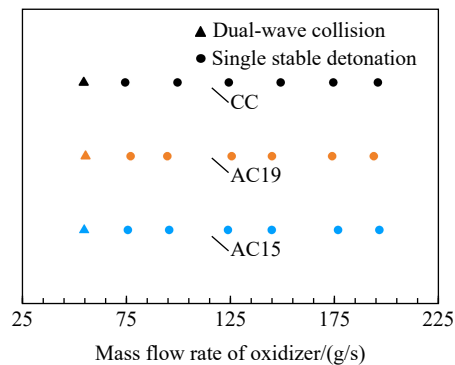


图 5 未安装塞式喷管燃烧室中旋转爆震波传播模式的分布
Fig. 5 Ranges of the propagation modes of rotating detonations in combustors without installing aerospike nozzles

降也相对较低,燃料从直射孔喷注的初始喷注速度较低,穿透深度非常有限,导致推进剂的混合效果较差。其次,在燃料和氧化剂填充过程中,爆震波经过区域的压力较高,会堵塞推进剂的正常填充,当旋转爆震波远离该区域时,局部的燃烧室压力逐渐降低,推进剂重新恢复填充。当喷注压降较低时,单次爆震波循环中推进剂被堵塞的时间越长,有效填充时间较短,进一步导致推进剂混合效果变差。最后,当供给流量较低时,推进剂沿燃烧室轴向的填充高度较低,相应的旋转爆震波高度也较低,侧向膨胀更易造成爆震波不稳定传播^[28-29],因此,低流量条件下燃烧室内更易产生双波对撞模态。当供给流量升高时,推进剂的混合效果得到改善,同时爆震波高度增加,燃烧室内更易产生稳定传播的旋转爆震波。

未安装喷管的凹腔燃烧室和环形燃烧室(燃烧室宽度分别为 15 mm 和 19 mm)中旋转爆震波的传播速度分布,如图 6 所示。速度误差棒范围表示爆震波传播速度的标准差,数值大小可以衡量爆震波传播的稳定性。不同燃烧室中,旋转爆震波的传播速度均随供给流量的增加而增大。当供给流量较低时,在推进剂混合效果较差和侧向膨胀的影响下,旋转爆震波的速度亏损较大。随供给流量增加,推进剂供给压力升高,混合效果得到有效改善,推进剂在燃烧室内的空间分布也更加均匀;同时推进剂填充高度(即爆震波高度)增加,侧向膨胀造成爆震波速度亏损的影响减弱^[29],因此,旋转爆震波的传播速度也随之不断增加。当供给流量超过 150 g/s 时,推进剂的混合较为均匀,继续增加供给流量混合效果改善不明显,爆震波传播速度的增加幅度明显变缓。

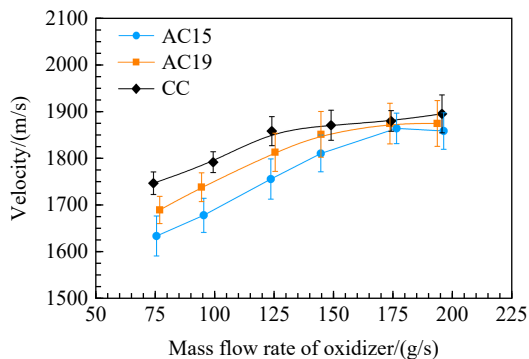


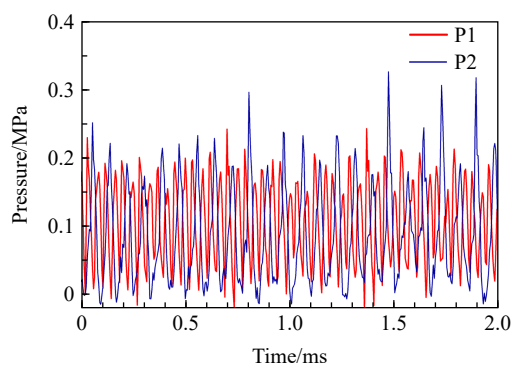
图 6 未安装塞式喷管燃烧室中的爆震波速度随氧化剂流量的变化

Fig. 6 Propagation velocities of detonations for different mass flow rates of oxidizer in combustors without installing aerospike nozzles

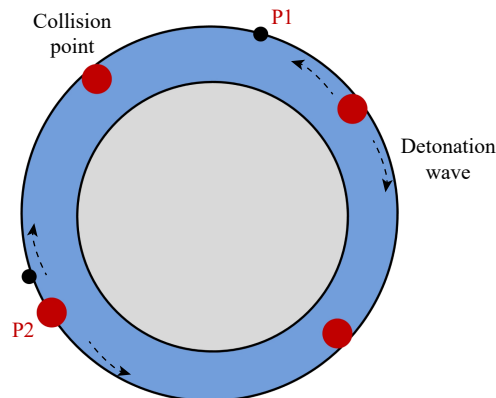
通过对比不同燃烧室中旋转爆震波的平均传播速度可以看出,凹腔燃烧室中旋转爆震波的传播速度最高,宽度为 19 mm 的环形燃烧室次之,宽度为 15 mm 的环形燃烧室中旋转爆震波的传播速度最低,且供给流量越小,上述趋势越明显。与环形燃烧室相比,凹腔燃烧室的凹腔结构有利于产生稳定的回流区,增大了燃烧室的湍流度,因此推进剂的混合效果较好,尤其当供给流量较低时,对于推进剂混合效果的改善更加明显。当供给流量较大时,凹腔燃烧室和环形燃烧室中推进剂的混合效果均得到改善,旋转爆震波传播速度的差距不断减小。

2.2 安装塞式喷管

宽度为 15 mm 的环形燃烧室安装塞式喷管后,当氧化剂供给流量为 121.7 g/s 时,燃烧波的压力波形如图 7 所示。压力波形的分布特点与图 1 双波对撞的压力波形相似,即压力传感器 P2 测得的压力峰值之间均对应两个由压力传感器 P1 测得的压力峰值,该工况下单个对撞周期的时间间隔约为双波对撞模态的 1/2,因此可认为燃烧波以



(a) 四波对撞模态的压力波形



(b) 四波对撞传播过程

图 7 宽度为 15 mm 环形燃烧室中四波对撞模态

Fig. 7 Quad-wave collision mode in the annular combustor with width of 15 mm

四波对撞模态传播, 计算可得燃烧波平均传播速度仅为 1356 m/s, 仅为爆震波理论 C-J 速度的 66.8%。四波对撞模态对应的爆震波传播过程如图 7(b) 所示, 燃烧室内同时存在 4 个爆震波, 其中两个沿顺时针方向传播, 另外两个沿逆时针方向传播, 爆震波对撞点的个数增加至 4 个, 该模态下爆震波不断重复“传播-碰撞-解耦-起爆-传播”的不稳定传播过程, 爆震波速度亏损也相应较大。

相同供给条件下, 未安装喷管时爆震波以稳定的单波模态传播(见图 5), 当安装塞式喷管后爆震波无法维持稳定传播, 变为四波对撞模态, 说明喷管结构明显影响了爆震波的传播模态。首先, 安装塞式喷管后, 燃烧室室压升高(该工况下未安装喷管时燃烧室室压为 0.1 MPa, 安装塞式喷管后燃烧室室压升高至 0.2 MPa)导致填充的未燃气体压力升高, 理论上爆震波的峰值压力也随之升高, 导致单个爆震波传播循环内推进剂的堵塞时间增加, 有效混合时间变短, 造成推进剂的混合效果变差。其次, 安装塞式喷管后, 燃烧室出口的斜激波结构与喷管收缩段壁面易形成反射激波, 反传至燃烧室上游, 造成燃烧室局部的压力升高, 进一步影响了燃料和氧化剂的填充过程^[3]。最后, 回传至燃烧室上游的反射激波易形成局部的高温高压区域, 导致燃烧室头部产生新的爆震波。因此, 安装塞式喷管后爆震波传播的稳定性变差, 部分较差的工况下变为四波对撞模态。

相同供给条件下(氧化剂供给流量为 127.6 g/s), 安装塞式喷管的凹腔燃烧室中得到了稳定传播的旋转爆震波, 压力波形和爆震波传播速度分布如图 8 所示。压力传感器 P4 测得的爆震波峰值压力接近 0.9 MPa, 明显高于燃烧室未安装喷管条件下的爆震波峰值压力(见图 4), 但爆震波的平均传播速度为 1714 m/s, 低于燃烧室未安装喷管条件下的爆震波传播速度。实验结果表明安装塞式喷管后, 燃烧室室压和可燃气体填充压力升高, 导致爆震波峰值压力随之升高, 同时喷管结构会影响推进剂的填充和混合过程, 导致推进剂混合效果变差, 爆震波速度亏损更加明显。

当氧化剂供给流量增加至 197.6 g/s 时, 安装塞式喷管的凹腔燃烧室中爆震波的峰值压力和传播速度, 见图 9。与氧化剂供给流量 127.6 g/s 相比, 该工况下压力传感器 P3 或 P4 测得的压力峰值间隔时间减小约 1/2, 计算得到爆震波的传播速度约为 2884 m/s, 明显高于理论传播速度 2025 m/s, 因此可认为燃烧室中存在两个沿相同方向

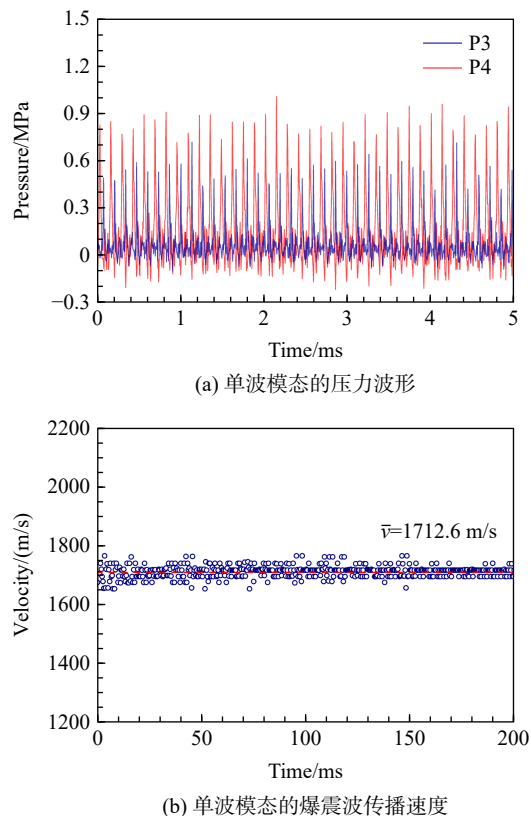


图 8 安装塞式喷管凹腔燃烧室中稳定的单波模态

Fig. 8 Single detonating mode in the cavity combustor with installing aerospike nozzle

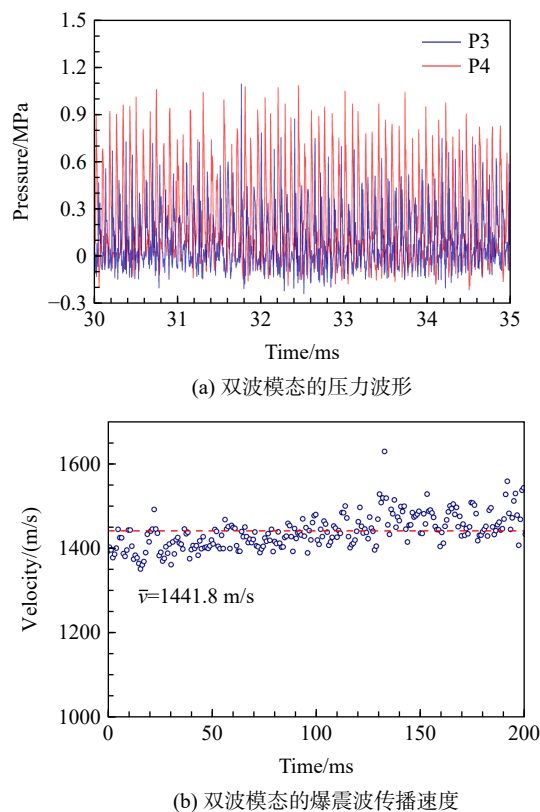


图 9 凹腔燃烧室中稳定的双波模态

Fig. 9 Dual-wave mode in the cavity combustor

传播的旋转爆震波,且爆震波传播速度约为 1 442 m/s,约为理论值的 71.2%。与未安装喷管的工况相比,旋转爆震波从单波模式变为双波模式,即安装喷管的燃烧室内更易产生多波模式,且爆震波以双波模式传播时,传播速度明显减小。

不同供给流量条件下,凹腔燃烧室和环形燃烧室中爆震波模式的分布如图 10 所示。实验中分别出现了缓燃波模式、双波对撞模式、四波对撞模式、单波模式和双波模式。宽度为 15 mm 的环形燃烧室(AC15)中,当氧化剂流量较低(48.6 g/s)时,燃烧波以不稳定爆震波模式传播;当氧化剂流量增加至 76.7~198.0 g/s 时,燃烧波以四波对撞模式传播。可以看出,喷管结构对旋转爆震波的传播模式产生了明显的影响,不同氧化剂供给流量条件下,宽度为 15 mm 的环形燃烧室内均未得到稳定传播的旋转爆震波。

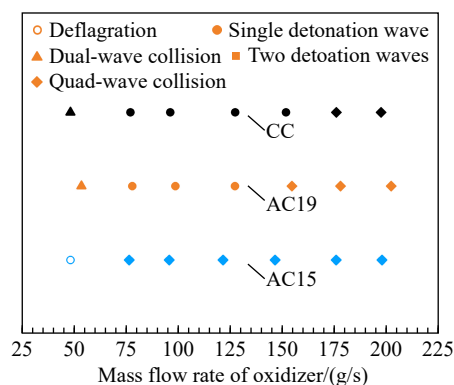


图 10 不同燃烧室中旋转爆震波模式的分布(安装塞式喷管)
Fig. 10 Ranges of the different detonation modes in combustors (installing aerospike nozzle)

宽度为 19 mm 的环形燃烧室(AC19)中,当氧化剂流量 53.8 g/s 时,燃烧波以双波对撞模式传播;当氧化剂流量增加至 78.2~127.5 g/s 时,燃烧波以稳定爆震波模式传播;当氧化剂流量超过 150 g/s 时,旋转爆震波无法稳定传播,转变为四波对撞模式。与宽度为 15 mm 的环形燃烧室相比,增加燃烧室宽度,旋转爆震波稳定传播的工况范围明显增加,但当推进剂流量较高时,燃烧室室压随之升高,爆震波无法稳定传播转变为四波对撞模式。

凹腔燃烧中,当氧化剂流量在 77.3~152.0 g/s 时,爆震波以单波模式稳定传播;当氧化剂供给流量超过 175 g/s 时,爆震波转变为双波模式。与环形燃烧室相比,凹腔燃烧室有利于改善推进剂的混合效果,因此爆震波以稳定同向模式传播的

工况范围明显更宽。同时,当氧化剂供给流量增大时,爆震波个数也随时增加,已有研究表明爆震波个数与推进剂填充高度 h 和胞格尺寸 λ 的比值相关^[10-11],且 h/λ 存在临界值,当推进剂的填充高度超过该临界值时,爆震波个数即会增加,导致推进剂的有效填充时间减少,填充高度降低,保证 h/λ 小于该临界值。但该临界值的数值大小与推进剂种类和燃烧室构型均有关,尚需进一步进行研究。

安装塞式喷管条件下,凹腔燃烧室和环形燃烧室中旋转爆震波的平均传播速度,速度误差棒范围表示爆震波传播速度的标准差,如图 11 所示。凹腔燃烧室中旋转爆震波以单波模式传播时,平均传播速度为 1 695~1 736 m/s,略高于宽度为 19 mm 环形燃烧室中的爆震波传播速度。当氧化剂供给流量超过 175 g/s 时,爆震波以双波模式传播时的平均传播速度仅为 1 403~1 422 m/s,明显低于以单波模式的传播速度。原因在于当爆震波以双波模式传播时,由于燃烧室内存在两个沿相同方向传播的爆震波,与单波模式相比,推进剂的填充时间仅为单波模式时的 1/2,导致推进剂的混合效果较差;同时,推进剂的填充高度(即爆震波高度)也明显减小,侧向膨胀造成爆震波速度亏损的影响更加明显。此外,与未安装喷管的凹腔燃烧室相比,安装塞式喷管后旋转爆震波的传播速度降低较为明显,说明安装塞式喷管后,在燃烧室室压升高和激波反射等因素影响下,造成推进剂混合效果变差,导致旋转爆震波的速度损失增大的趋势非常明显。

由于不同燃烧室中,相近工况下推进剂的供

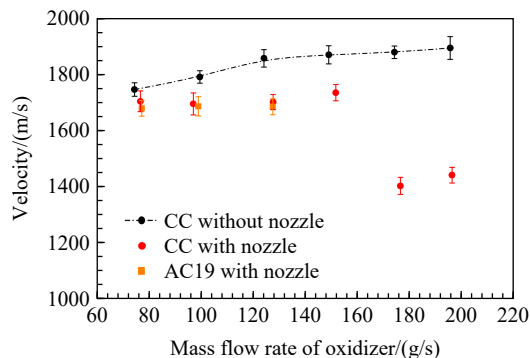


图 11 不同燃烧室中爆震波传播速度随氧化剂流量的变化
(安装塞式喷管)

Fig. 11 Propagation velocities of detonations for different mass flow rates of oxidizer in combustors (installing aerospike nozzle)

给流量略微不同,因此本研究选取混合物比冲(即单位质量推进剂产生的推力)衡量燃烧室的推进性能,不同燃烧室结构中混合物比冲的分布如图12所示,图中比冲误差棒范围表示比冲的标准差,与传播速度的标准差计算方法相同,混合物比冲 I_{sp} 定义见式(3):

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (3)$$

式中 F 为实测燃烧室推力; $\dot{m}$ 为推进剂质量流量,即燃料和氧化剂的供给流量之和; g 为重力加速度。

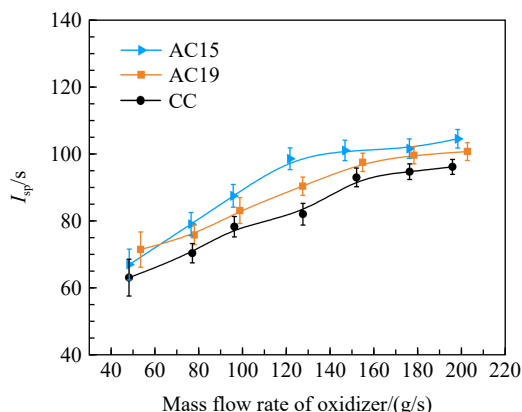


图12 不同燃烧室中比冲随氧化剂流量的变化
(安装塞式喷管)

Fig. 12 Specific impulse for different mass flow rates of oxidizer in combustors (installing aerospike nozzle)

不同燃烧室中混合物比冲的分布趋势基本相同,即随着推进剂供给流量的增加,燃烧室室压不断升高,相应的混合物比冲也不断升高。对比不同燃烧室的混合物比冲可以看出,凹腔燃烧室中混合物比冲最低,宽度为19 mm的环形燃烧室次之,宽度为15 mm的环形燃烧室中混合物比冲最高。与宽度为15 mm的环形燃烧室相比,凹腔燃烧室内的混合物比冲平均减小了约10%;与宽度为19 mm的环形燃烧室相比,凹腔燃烧室内的混合物比冲平均减小了约7%。

上述实验结果表明,凹腔燃烧室易产生回流区结构,增加燃烧室内的湍流度,进而改善推进剂的混合效果,保证旋转爆震波的稳定传播,但凹腔燃烧室内的回流区结构增加了气体的流动损失,会降低燃烧室的推进性能。

3 结 论

本研究围绕未安装和安装塞式喷管条件下的凹腔燃烧室、宽度为19 mm和15 mm的环形燃烧

室,对比了不同燃烧室结构对旋转爆震波传播模态、传播速度和混合物比冲的影响。主要结论如下:

1) 未安装塞式喷管条件下,凹腔燃烧室和环形燃烧室中旋转爆震波传播模态的分布规律基本相同,但凹腔燃烧室中旋转爆震波的传播速度明显高于环形燃烧室,当推进剂供给流量越低该趋势越明显,说明凹腔结构可以改善推进剂的混合效果,减小旋转爆震波的速度亏损。

2) 安装塞式喷管条件下,凹腔燃烧室中旋转爆震波以单波或双波模态稳定传播的工况范围较宽,爆震波速度亏损更小;环形燃烧室中旋转爆震波以同向模态传播的工况范围较窄,主要以双波对撞或者四波对撞模态传播。

3) 安装塞式喷管条件下,凹腔燃烧室的混合物比冲低于环形燃烧室,与宽度为15 mm的环形燃烧室相比混合物比冲下降了约10%,与宽度为19 mm的环形燃烧室相比混合物比冲平均下降了约7%。

参考文献:

- [1] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: experimental challenges, modeling, and engine concepts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1125-1142.
- [2] MA Zhuang, LUAN Mingyi, XIA Zhijie, et al. Recent progress, development trends, and consideration of continuous detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 4976-5035.
- [3] ISHIHARA K, MASTSUOKA K, KASAHARA J, et al. Performance evaluation of a rotating detonation engine with conical-shape tail[R]. AIAA 2015-0630, 2015.
- [4] 马虎, 张义宁, 杨成龙, 等. 燃料分布对旋转爆震波传播特性影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3): 513-520.
MA Hu, ZHANG Yining, YANG Chenglong, et al. Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 513-520. (in Chinese)
- [5] 袁雪强, 蒋露欣, 张多, 等. 爆震波通过环形通道传播模式试验研究[J]. *火箭推进*, 2021, 47(6): 101-110.
YUAN Xueqiang, JIANG Luxin, ZHANG Duo, et al. Experimental study on the propagation mode of detonation wave in annular channel[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(6): 101-110. (in Chinese)
- [6] XIE Qiaofeng, WEN Haocheng, LI Weihong, et al. Analysis of operating diagram for H_2 /air rotating detonation combustors under lean fuel condition[J]. *Energy*, 2018, 151: 408-419.
- [7] 严宇, 胡洪波, 洪流, 等. 自燃推进剂旋转爆震燃烧实验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(9): 1986-1993.
YAN Yu, HU Hongbo, HONG Liu, et al. Experimental investigation on rotated detonation combustion of hypergolic propellants[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 1986-1993. (in Chinese)
- [8] 计自飞, 李天琦, 张会强. 吸气式旋转爆震组合循环发动机性能[J]. *火箭推进*, 2021, 47(6): 86-92.
JI Zifei, LI Tianqi, ZHANG Huiqiang. Performance analysis of rotating detonative airbreathing combined cycle engine[J]. *Journal of*

- Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 86-92. (in Chinese)
- [9] 高剑, 马虎, 裴晨曦, 等. 喷管对旋转爆震发动机性能影响的实验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2443-2453.
GAO Jian, MA Hu, PEI Chenxi, et al. Experiment of effect of nozzle shapes on the performance of rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2443-2453. (in Chinese)
- [10] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [11] GEORGE A S, DRISCOLL R, ANAND V, et al. On the existence and multiplicity of rotating detonations[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2691-2698.
- [12] RANKIN B A, RICHARDSON D R, CASEWALL A W, et al. Chemiluminescence imaging of an optically accessible non-premixed rotating detonation engine[J]. *Combustion and Flame*, 2017, 176: 12-22.
- [13] ZHOU Rui, WANG Jianping. Numerical investigation of shock wave reflections near the head ends of rotating detonation engines [J]. *Shock Wave*, 2013, 23: 461-472.
- [14] KAWASAKI A, INAKAWA T, KASAHARA J, et al. Critical condition of inner cylinder radius for sustaining rotating detonation waves in rotating detonation engine thruster[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(3): 3461-3469.
- [15] ZHANG Hailong, LIU Weidong, LIU Shijie. Effects of inner cylinder length on H_2 /air rotating detonation[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(30): 13281-13293.
- [16] WANG Zhicheng, WANG Ke, LI Qing'an, et al. Effects of combustor width on the characteristic of rotating detonation wave[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106038.
- [17] WANG Yuhui, LE Jialing, WANG Chao, et al. A non-premixed rotating detonation engine using ethylene and air[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 137: 749-757.
- [18] PENG Haoyang, LIU Weidong, LIU Shijie, et al. Hydrogen-air, ethylene-air, and methane-air continuous rotating detonation in the hollow chamber[J]. *Energy*, 2020, 118958.1-118598.12.
- [19] PENG Haoyang, LIU Weidong, LIU Shijie, et al. The effect of cavity on ethylene-air continuous rotating detonation in the annular combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(26): 14032-14043.
- [20] LIU Shijie, PENG Haoyang, LIU Weidong, et al. Effects of cavity depth on the ethylene-air continuous rotating detonation[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 166: 1-10.
- [21] PENG Haoyang, LIU Weidong, LIU Shijie, et al. Effects of cavity location on ethylene-air continuous rotating detonation in a cavity-based annular combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2021, 193(16): 2761-2782.
- [22] PENG Haoyang, LIU Weidong, LIU Shijie, et al. Enhancement of ethylene-air continuous rotating detonation in the cavity-based annular combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 115: 106842.1-106842.10.
- [23] MENG Haolong, XIAO Qiang, FENG Wenkang, et al. Air-breathing rotating detonation fueled by liquid kerosene in cavity-based annular combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 122: 107407.1-107407.11.
- [24] FROLOV S M, AKSENOV V S, DUBROVSKII A V, et al. Energy efficiency of a continuous-detonation combustion chamber[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2015, 51(2): 232-245.
- [25] 林伟, 周进, 林志勇, 等. H_2 /air连续旋转爆震发动机推力测试(I) 单波模态下的推力[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 495-503.
LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Thrust measurement of H_2 /air continuously rotating detonation engine (I) thrust under single wave mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 495-503. (in Chinese)
- [26] PENG Haoyang, LIU Weidong, LIU Shijie, 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.
- [27] ZHU Yiyuan, WANG Ke, WANG Zhicheng, et al. Study on the performance of a rotating detonation chamber with different aerospike nozzles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106338.1-106338.10.
- [28] RUDY W, DZIUBANII K, ZBIKOWSKI M, et al. Experimental determination of critical conditions for hydrogen-air detonation propagation in partially confined geometry[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(11): 7366-7373.
- [29] WANG Zhicheng, WANG Ke, ZHU Yiyuan, et al. Experimental investigation on the propagation characteristics of detonations in a semi-confined straight channel[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2021, 123: 110329.1-110329.9.

(编辑: 陈 越)