



塞式喷管对乙烯燃料旋转爆轰冲压发动机工作特性的影响

李江昊,郑 权*,黄亚坤,刘裕强,朱 龙,翁春生

(南京理工大学 瞬态物理全国重点实验室,江苏 南京 210094)

摘要:推进性能的提升是旋转爆轰发动机研究的重要目标,而尾喷管是将推进剂化学能转化为发动机机械能的关键部件,制约发动机的推进性能。研究了塞式喷管对旋转爆轰冲压发动机工作特性的影响,采用乙烯和空气作为推进剂,实验在总温 860 K、总流量 1.0 kg/s 的来流条件下,对比了无喷管基准构型与不同设计压比的塞式喷管构型的起爆界限、传播模式及推进性能。实验结果表明:塞式喷管利用其高度补偿特性,显著改善了燃烧室出口流场,有效降低了自持旋转爆轰的当量比下限。随着设计压比增大,起爆范围呈先宽后窄趋势,在压比为 3 时达到最优;当压比超过 6 时,过强的喉部反射激波导致起爆失败。实验观测到喷管反压诱导的双波碰撞与轴向脉冲爆轰模式,其中轴向脉冲爆轰模式会导致隔离段流场转为亚声速。推进性能方面,塞式喷管显著提升了推力与比冲,在最优压比 3 的构型下,推力较基准构型提升 38.6%,最大燃料比冲达到 2 458.8 s。验证了塞式喷管在拓宽旋转爆轰冲压发动机稳定工作边界和提升推力性能方面的显著优势。

关键词:旋转爆轰发动机;塞式喷管;冲压推进;传播模式;乙烯燃料

中图分类号:V231.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2026)03-0047-12

Effect of Aerospike Nozzle on Operating Characteristics of Ethylene-fuel Rotating Detonation Ramjet Engine

LI Jianghao, ZHENG Quan*, HUANG Yakun, LIU Yuqiang, ZHU Long, WENG Chunsheng

(National Key Lab of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Improving propulsion performance is a critical objective in the study of rotating detonation engine (RDE). As the key component converting the chemical energy of the propellant into mechanical energy, the nozzle plays a crucial role in constraining the propulsion performance. This paper primarily investigates the impact of aerospike nozzles on the operating characteristics of rotating detonation ramjet engine (RDRE). Experimental studies were conducted using ethylene and air as propellants under inflow conditions of 860 K total temperature and 1.0 kg/s total mass flow rate. The ignition limits, propagation modes, and propulsion performance were compared between baseline nozzle-less configuration and aerospike nozzle configurations with different design pressure ratios. The results indicate that the aerospike nozzle, leveraging its altitude compensation characteristics, significantly improves the combustor outlet flow-field and effectively lowers the lean equivalence ratio limit for self-sustaining rotating detonation. As the design pressure ratio increases, the ignition range initially expands and then contracts, reaching an optimum at a pressure ratio of 3; when the pressure ratio exceeds 6, excessive reflected shock waves at the throat lead to ignition failure. The experiments also observed nozzle back-pressure induced dual-wave collision and longitudinally pulsating detonation (LPD) modes, wherein the LPD mode causes the airflow in the isolator section to transition to subsonic. In terms of propulsion performance, the aerospike nozzle significantly enhances thrust and specific impulse. Under the optimal configuration (pressure ratio of 3),

the thrust increases by 38.6% compared to the baseline, with a maximum fuel specific impulse reaching 2 458.8 s. The study validates the significant advantages of aerospike nozzles in enhancing the wide-range operational stability and thrust performance of RDRE.

Key words: rotating detonation engine; aerospike nozzle; ramjet propulsion; propagation mode; ethylene fuel

旋转爆轰发动机 (rotating detonation engine, RDE) 利用爆轰波进行增压燃烧, 相比传统等压燃烧具有热循环效率高、结构紧凑等显著优势^[1-3]。在吸气式高超声速推进领域, 直接利用来流空气的旋转爆轰冲压发动机 (rotating detonation ramjet engine, RDRE) 相比火箭式 RDE 具有更高的比冲和更优的续航能力, 极具应用前景^[4-5]。然而, 如何将爆轰燃烧产生的高温高压脉冲气流高效转化为推力, 是 RDRE 走向工程应用亟需解决的关键问题。

近年来, 关于 RDRE 的研究也涉及了许多方面, 包括燃料喷注与掺混^[6-7]、起爆方式^[8]、燃烧室结构设计^[9]、爆轰波的传播与控制^[10-11]等。尾喷管是决定推进性能的关键部件。已有研究表明, 收敛或 Laval 喷管虽能通过膨胀加速气流产生推力^[12], 但其固定的喉部结构会对燃烧室产生强烈的反压干扰。文献[13~14]的研究发现, 喷管收缩比的增加虽然能提升推力, 但诱发的反射激波会逆流干扰爆轰波的稳定性, 导致波速亏损, 甚至诱发双波对撞或轴向脉冲爆轰 (longitudinally pulsating detonation, LPD) 等复杂模态^[15-16]。这种喷管与非定常爆轰流场之间的强耦合作用, 使得吸气式爆轰发动机喷管的设计面临许多挑战。

在此背景下, 塞式喷管因其独特的流体力学特性进入了研究视野。与传统钟形喷管依赖固定壁面限制气流膨胀不同, 塞式喷管采用中心锥体结构, 其外边界为自由流线。这种结构赋予了塞式喷管优异的“高度补偿”特性, 即气流的膨胀程度能随环境背压的变化而自适应调节^[17]。理论上, 对于 RDE 这种出口压力呈高频剧烈震荡的发动机, 塞式喷管的自由边界能够快速响应压力的瞬时变化, 有效缓解过膨胀或欠膨胀带来的推力损失。目前的数值模拟研究已初步证实了这一点, 文献[18~19]的计算表明, 塞式喷管能使 RDE 的比冲和推力提升 4%~6%, 且能显著提高燃烧室的平均静压; 韩新培等^[20]研究发现, 中心锥结构对爆轰产物具有轴向加速和径向吸附作用, 有助于优化排气流场结构。然而, 现有关于塞式喷管在

RDE 中应用的研究多集中于火箭式发动机, 研究方法也以数值模拟为主, 针对吸气式乙烯燃料 RDRE, 塞式喷管压比变化对起爆界限、波系模态转换及推进性能影响的系统性实验研究仍相对匮乏。

综上, 本文旨在探究塞式喷管在吸气式旋转爆轰冲压发动机中的应用潜力, 设计了 5 种不同压比的塞式喷管, 在总温 860 K 的乙烯/空气来流条件下开展了实验研究。重点探究了塞式喷管对 RDRE 起爆当量比范围的拓宽作用, 分析了实验中出现的双波对撞模态与轴向脉冲爆轰模态的形成机制, 并分析了不同压比下的推力与比冲性能增益。研究结果可为高性能吸气式旋转爆轰发动机的喷管设计提供实验依据与数据支撑。

1 实验系统

1.1 实验装置

图 1(a) 为实验系统示意图, 流向从左至右。实验系统主要包括: 推进剂供给系统、测控系统、空气加热器和旋转爆轰冲压发动机实验装置。推进剂供给系统主要由各类储气罐、配气台以及供给管路上的各类阀门组成, 能够将各种推进剂通过管路输送给实验装置。测控系统包含时序控制模块和信号采集模块, 电磁阀、火花塞和预爆轰管的点动顺序由时序控制模块控制, 信号采集模块负责采集传感器发出的信号。空气加热器为三组元空气加热器, 通过燃烧无水乙醇和氧气产生高总温的空气, 随后, 该高总温空气在经过环形喷管后进入旋转爆轰冲压发动机实验装置。旋转爆轰冲压发动机实验装置为整个系统的核心, 由隔离段、扩张段、预爆轰管、旋转爆轰燃烧室组成, 根据不同工况在尾部加装不同喷管结构。实验采用目前较为成熟的预爆轰管点火起爆方式。

图 1(b) 为隔离段与燃烧室的结构示意图, 其中隔离段长度 $L_1 = 150$ mm, 其内径 $R_1 = 67$ mm, 外径 $R_2 = 71.6$ mm, 面积扩张段 $L_2 = 25$ mm, 燃烧室总长度 $L_3 = 445$ mm。外壁面半径 $R_3 = 85$ mm。此外, 燃烧

室内壁面距隔离段出口 $L_4 = 40\text{ mm}$ 处设置了凹腔结构,凹腔深度 $H = 10\text{ mm}$,长度 $L_5 = 60\text{ mm}$,其后缘角 $\theta = 45^\circ$ 。乙烯燃料通过面积扩张段上游区域均匀布

置的 200 个孔径为 0.5 mm 的小孔径向喷注。无喷管基础构型在靠近出口位置设置 23% 的阻塞比以满足起爆所需的条件。

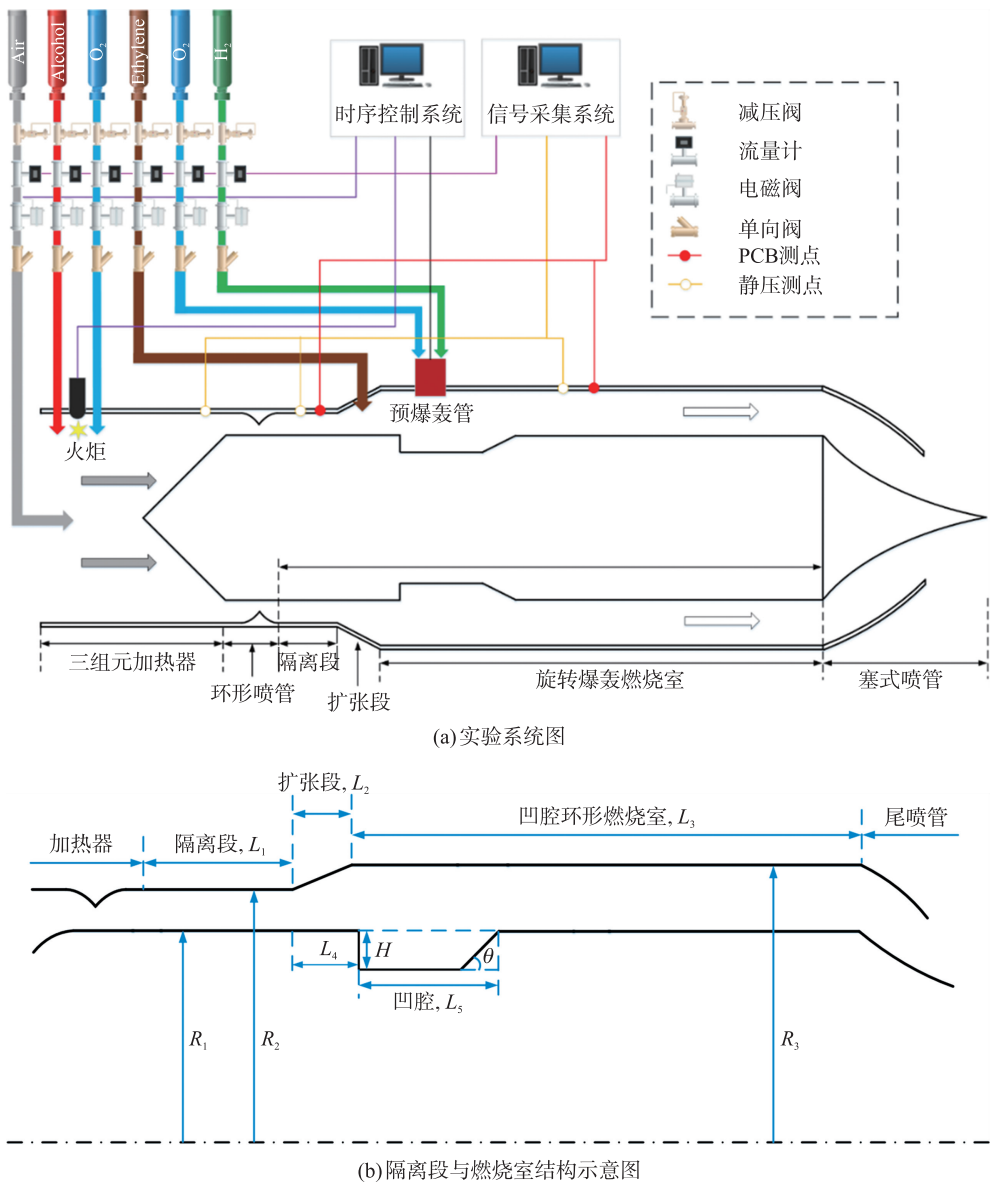


图 1 旋转爆轰冲压发动机示意图
Fig. 1 Schematic diagram of RDRE

实验装置的实物照片如图 2 所示,实验基于地面直连实验台开展,加热器设计总压为 0.6 MPa ,总温为 860 K ,总质量流量为 1.0 kg/s ;高温总温空气经过环形喷管加速进入隔离段,隔离段入口处的设计马赫数为 2.0 ,在发动机点火前进行冷流测试,当加热器工作状态正常后进行点火起爆。加热器使用的无水乙醇和氧气当量比为 1 ,加热器产生的高温总温空气中氧气含量与大气中氧气含量保持一致。

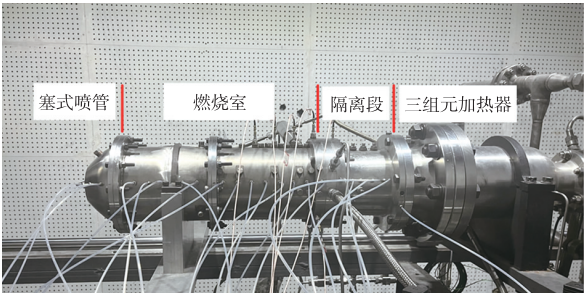


图 2 旋转爆轰冲压发动机实物图
Fig. 2 Photograph of experimental facility

1.2 塞式喷管构型设计

塞式喷管的构型设计已经有了较为成熟的体系^[17]。JOURDAINE 等^[19]在数值模拟中发现,RDE 出口的高频流场在时间平均参数下具有稳态流场的特征,提出可以使用时间平均参数作为喷管的设计参数。ZHU 等^[21-22]使用这种参数选取方法设计塞式喷管,成功在旋转爆轰火箭发动机上应用塞式喷管。图 3 为塞式喷管示意图。

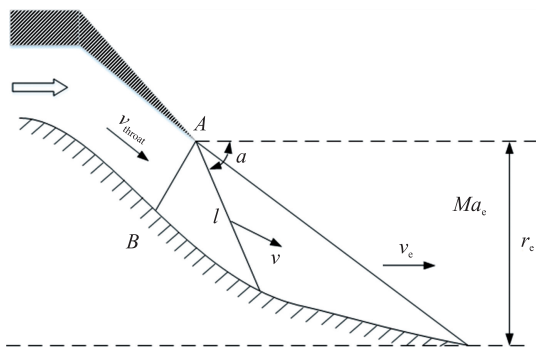


图 3 塞式喷管示意图

Fig. 3 Aerospike nozzle profile

塞式喷管的主要几何参数由流经流道的工质流量、滞止参数和环境压力确定^[17],对于给定的工质流量 $\dot{m}$,假设流经流道的气流是绝热等熵流,借鉴气体动力学中临界截面求最大质量流量公式^[23],喉部面积可由以下公式确定:

$$A_{throat} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_0}}{K p_0} \quad (1)$$

$$K = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (2)$$

式中: $\dot{m}$ 为流经喷管的工质流量, T_0 和 p_0 分别为滞止温度与滞止压力, γ 为比热比, R 为气体常数。

完成喷管喉部面积的计算后,根据燃烧室的内外径(r_o 和 r_i),喷管的收敛面积比 ε_{con} 为

$$\varepsilon_{con} = \frac{\pi(r_o^2 - r_i^2)}{A_{throat}} \quad (3)$$

根据气体动力学理论,对于等熵超声速流动,喷管的面积比可以由其马赫数决定,因此,喷管的扩张面积比 ε_{div} 为

$$\varepsilon_{div} = \frac{1}{Ma_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

式中: Ma_e 为理想状态下气流经过喷管膨胀到出口时的马赫数,该马赫数可由设计压力比 ε_{des} 决定:

$$Ma_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} (\varepsilon_{des}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1)} \quad (5)$$

$$\varepsilon_{des} = \frac{p_{des}}{p_0} \quad (6)$$

式中: p_{des} 为喷管设计压力, p_0 为环境压力。

塞式喷管的中心体型面采用直线特征线近似法确定^[24],如图 3 所示,线 AB 为喷管喉部位置,下游的超音速膨胀过程会受到固定几何轮廓和自由边界的约束。由式(7)可得任意一条特征线的长度 l 。通过不同膨胀比 ε 的迭代得到塞式喷管的完整扩张型面。

$$l = r_e \frac{1 - \sqrt{1 - \varepsilon Ma_e \frac{\sin \alpha}{\varepsilon_{div}}}}{\sin \alpha} \quad (7)$$

本研究根据地面实验台已有的实验条件,分析不加喷管构型点火实验时燃烧室测点静压,典型工况成功起爆时燃烧室头部静压为 0.25 MPa,以海平面参数为基准,选定设计压比为 2,3,4,6,8 的 5 套塞式喷管构型进行了实验,具体参数如表 1 所示。

表 1 塞式喷管参数表

Table 1 List of aerospike nozzle parameter

喷管构型	ε_{des}	A_{throat}/mm^2	r_e/mm
A	2	5 841.0	43.16
B	3	3 849.0	36.81
C	4	2 920.5	33.66
D	6	1 947.0	30.18
E	8	1 460.2	28.17

1.3 数据采集与时序控制

图 4 为传感器在发动机上的分布位置图。采用多通道压力扫描仪(型号:9116)检测实验装置内的静压分布,每个通道的最大采样频率为 300 Hz,测量误差 $\pm 0.05\%$,静压测试通道为 $p_1 \sim p_{22}$,共 22 个。PCB 高频传感器采样频率为 500 kHz,型号为 113B26,响应时间小于 1.0 μs 。PCB 传感器测点为 $P_1 \sim P_7$,其中 $P_1 \sim P_5$ 位于周向 0° 位置, P_6 位于周向 120° 位置, P_7 位于周向 180° 位置。实验中采用可移动滑轨框架实现推力测量,安装在固定框架的末端的推力传感器型号为 208C04。

实验的控制时序如图 5 所示,在实验启动零时刻,先开启数据采集系统;然后,三组元空气加热器开始填充氧气、酒精和空气,加热器开启并形成稳定高总温来流;随后,乙烯开始喷注,在乙烯供应稳定后,预爆轰管工作,对发动机进行点火,RDRE 启动。爆轰燃烧室稳定工作时间约为 500 ms,确保相应的传感器采集到足够的分析数据;在熄火阶段,通入高压氮气,同时关闭燃料供给,最后关闭数据采集系统并结束实验。

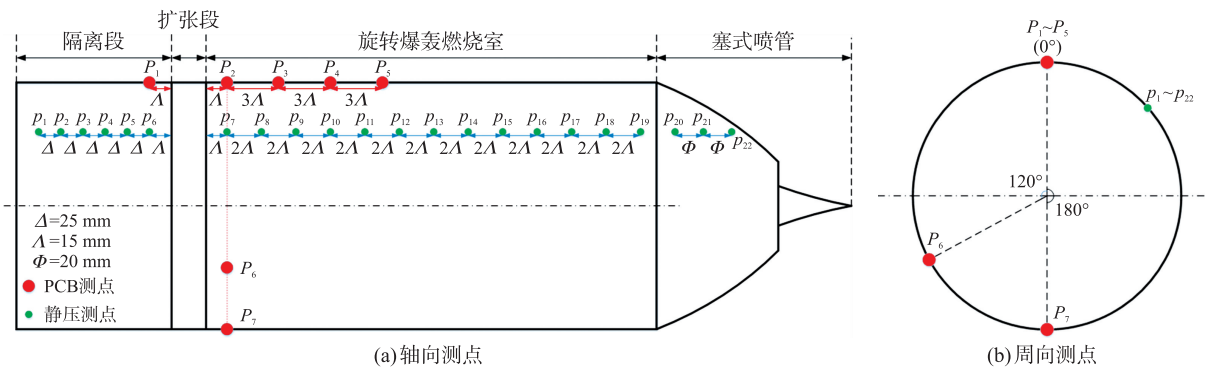


图4 传感器分布位置图

Fig. 4 Distribution of the sensors

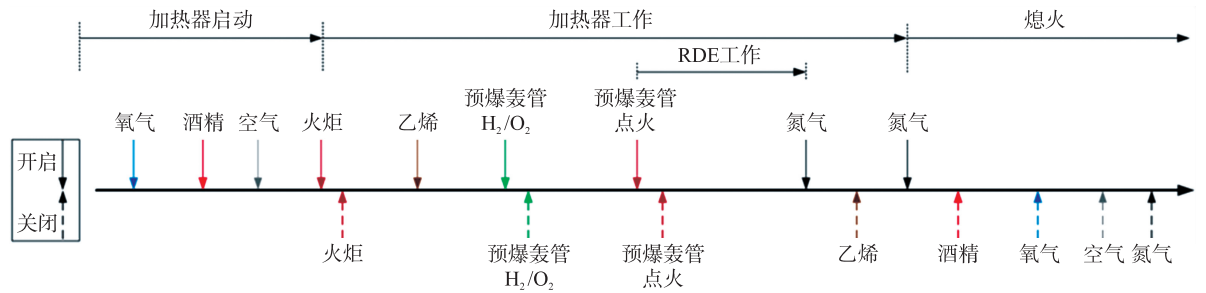


图5 实验控制时序图

Fig. 5 Experimental time sequence diagram

2 实验结果与分析

2.1 实验工况范围

变尾喷管压比和当量比 ϕ 的实验结果如图 6 所示。

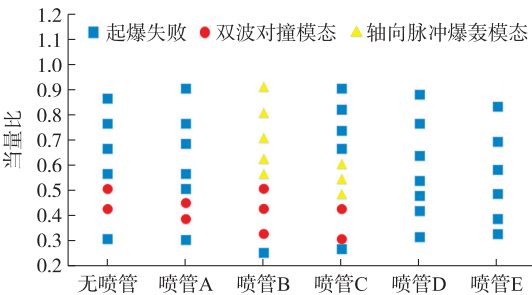


图6 不同喷管配置下的工况范围

Fig. 6 Working conditions for different configurations

加装塞式喷管后,起爆的最低当量比有了不同程度的降低,随着尾喷管压比的升高,起爆的范围呈现先增加后减少的趋势,其中无喷管的基础构型起爆当量比范围为 0.42~0.5,压比 2 的喷管起爆当量比范围为 0.39~0.44,压比 3 的喷管起爆当量比范围为 0.33~0.89,压比 4 的喷管起爆当量比范围为 0.33~0.55,在压比为 3 时起爆范围最大,当压比达到 6 和 8 后,实验没有出现能够起爆的工况。塞式喷管压比为 3 和 4 工况下,当量比分别高于 0.5 和 0.47 后,未直接出现

爆燃模式,而是转变成了轴向脉冲爆轰模式^[25]。

当塞式喷管压比为 3 时,乙烯燃料旋转爆轰冲压发动机实验典型工况如表 2 所示。加热器总质量流量设计值为 1.0 kg/s,出于乙烯供给管路最大流量和实验安全性保障的限制,本文实验当量比调节范围为 0.2~0.9。实验结果表明,当量比在 0.27 及以下时,发动机工作模式为爆燃;当量比在 0.33 及以上时,燃烧室内均形成了爆轰波;在当量比大于 0.5,燃烧室内产生了轴向脉冲爆轰模式。

表2 塞式喷管旋转爆轰典型实验工况

Table 2 Typical operating conditions of RDRE

工况	空气流量/ (kg·s ⁻¹)	乙烯流量/ (g·s ⁻¹)	总质量通量/ (kg·s ⁻¹ ·m ⁻²)	当量比	爆轰模式
#1-1	0.98	18.1	114.25	0.27	起爆失败
#1-3	1.00	25.8	119.34	0.39	双波对撞
#1-4	1.00	29.7	119.80	0.44	双波对撞
#1-5	1.01	33.7	121.43	0.49	双波对撞
#1-6	1.01	37.1	121.82	0.55	轴向脉冲爆轰
#1-7	1.00	45.0	121.58	0.67	轴向脉冲爆轰
#1-8	1.02	51.9	124.71	0.77	轴向脉冲爆轰

2.2 模态分析

2.2.1 双波对撞模态

工况#1-4 爆轰稳定阶段 PCB2、PCB6 和 PCB7 的高频压力信号分布如图 7 所示,发动机稳定工作时间约 0.55 s。爆轰波成功起爆后为双波对撞模

态,工作过程中对撞点存在多次偏移,爆轰波在阶段1为对撞点在 0° 和 180° 附近的双波对撞模态,在阶段2为对撞点在 90° 和 270° 附近的双波对撞模态。图8(a)给出了阶段1的典型高频压力信号。可以看出,在3 742~3 746 ms时间段内压力峰值出现的顺序为b1,a1,b2,燃烧室内存在2个传播方向相反的爆轰波b1和b2,b1和b2在 0° 和 180° 附近周期性对撞,图8(b)为阶段2的典型高频压力信号,压力峰值出现的顺序为a1,b1,a2,PCB2与PCB7压力峰值出现的时间点一致,可以看出此时燃烧室内存在两个反向传播的爆轰波a1和a2,对撞点在 90° 和 270° 附近。

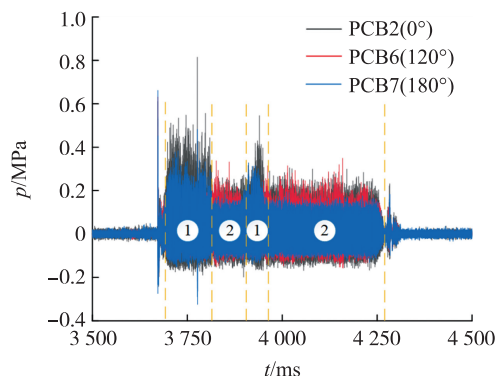
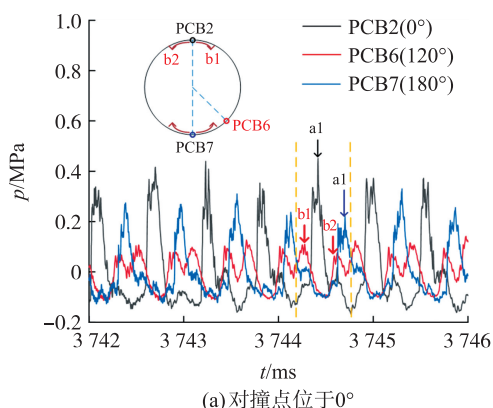


图7 高频压力信号

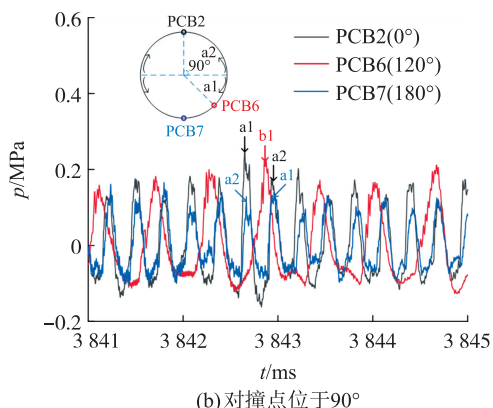
Fig. 7 High-frequency pressure signals

图8(a)和图8(b)高频压力峰值大小的差异可能与PCB对撞点的相对位置有关。燃烧室存在2个强度相似但反向传播的爆轰波,在两道爆轰波刚发生碰撞时会检测到双倍于单波的压力,对撞后爆轰波强度相互抵消,波后高温高压反应区域混合,形成2个强度较弱的透射激波,在传播过程中与可燃混合气逐渐耦合发展成新的爆轰波并继续对撞。在图8(a)中,双波对撞点的位置正好处于 0° 附近,位于 0° 的PCB2检测到的是双波对撞刚发生时的压力,而在图8(b)中,对撞点处于 90° 附近,此时位于 120° 的PCB6检测到的是双波对撞后还未完全分开的对撞区透射激波压力信号。

对PCB2处的高频压力曲线进行快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)和短时傅里叶变换(short time Fourier transform, STFT),结果如图9所示。图中, $E(f)$ 为能量谱密度。由图9(a)和图9(b)可以得出,工况#1-4中PCB2处高频压力信号的频率为1 742 Hz,二阶频率为3 484 Hz,为主频的2倍。



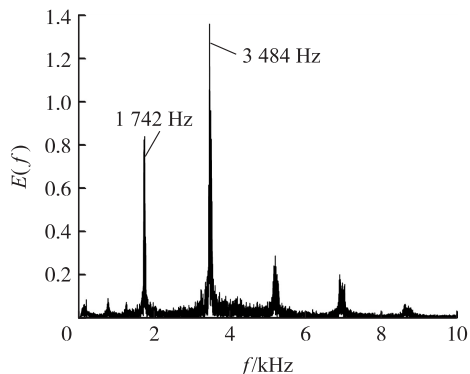
(a) 对撞点位于 0°



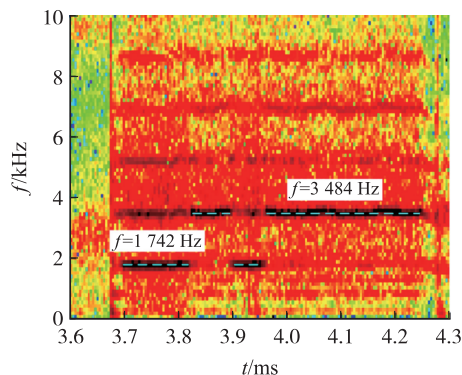
(b) 对撞点位于 90°

图8 双波对撞模态压力信号

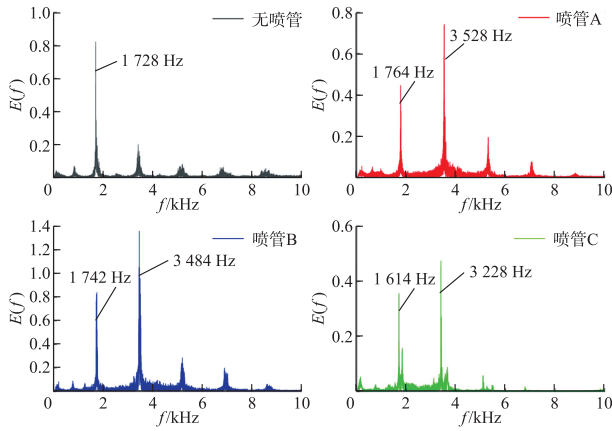
Fig. 8 One-couple hetero-rotating mode



(a) 工况#1-4 FFT结果



(b) 工况#1-4 SFFT结果



(c) 当量比0.42下FFT结果

图9 高频压力信号频域分析

Fig. 9 High-frequency pressure analysis

当量比在 0.42 附近时,4 种喷管配置下燃烧室内爆轰模式均为双波对撞模式,PCB2 处的 FFT 结果如图 9(c) 所示,在无喷管时 PCB2 处高频压力信号只有一个主频 1 728 Hz,但在装配塞式喷管后,PCB2 的 FFT 结果中均出现了除主频之外的二阶主频。因此,二阶主频的产生应该是在双波对撞过程中,两个爆轰波的斜激波周期性叠加向下游传播,与塞式喷管喉部壁面撞击反射后向上游传播,继而对燃烧室头部的 PCB 测点造成了影响。

旋转爆轰波(rotating detonation waves, RDW) 的平均传播速度可以由下式计算:

$$v_{av} = \frac{2\pi r_{outer} \cdot f}{N} \quad (8)$$

式中: r_{outer} 为燃烧室流道外壁半径, f 为频谱分析中的频率, N 为波数。通过计算可知,工况#1-4 中对应的传播速度为 931 m/s。通过 NASA CAE 程序,计算得到该工况下爆轰波的理论 C-J 速度为 1 469.3 m/s,可以发现旋转爆轰波的平均传播速度为理论 C-J 速度的 63.4%。引起爆轰波速度亏损的因素主要包括反应物掺混效果、气流侧向膨胀和边界层的影响等,另外,在爆轰燃烧室中,RDW 的上下游均没有限制边界,RDW 易受上游来流的影响^[18],进而造成更多的速度亏损。

2.2.2 轴向脉冲爆轰模式

工况#1-7 的高频压力结果如图 10 所示,在周向方向上,PCB2、PCB6、PCB7 的高频压力曲线中由爆轰波导致的压力上升时刻基本一致;在轴向方向上,通过实心圆标记不同位置处高频压力信号的峰值,可以发现一个传播周期内压力峰值出现的时刻

依次为 $t_1 \sim t_5$,对应 PCB 监测点位置为 PCB5 ~ PCB1。因此,可以判断该模式在每个传播周期内,爆轰波不是沿圆周方向传播,而是沿轴向从下游开始向上游传播,是一种不需要重复点火的,类似于脉冲爆轰发动机(pulse detonation engine, PDE)的轴向脉冲爆轰模式。

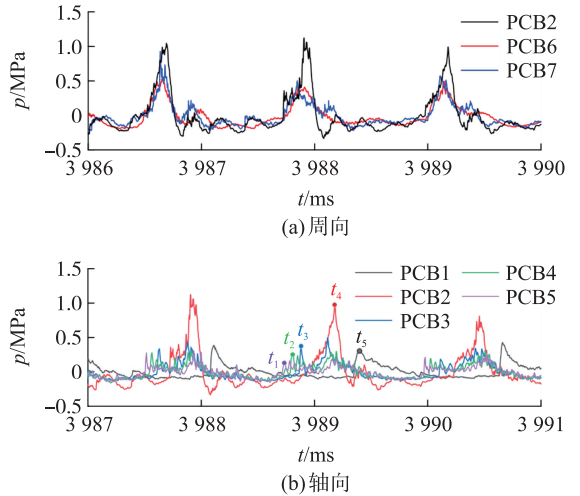


图10 工况#1-7 高频压力信号局部视图

Fig. 10 Local curve of high-frequency pressure signal in Case 1-7

通过计算 PCB5~PCB2 的高频信号曲线压力上升时刻的时间差,计算出爆轰波在燃烧室内轴向传播的速度约为 803 m/s,符合爆轰波超音速传播的特性。4 种不同轴向脉冲爆轰工况下 PCB2 的高频压力信号的 FFT 结果如图 11 所示。可以看出,轴向脉冲爆轰波的传播频率变化幅度较小,平均在 751.7 Hz 附近。

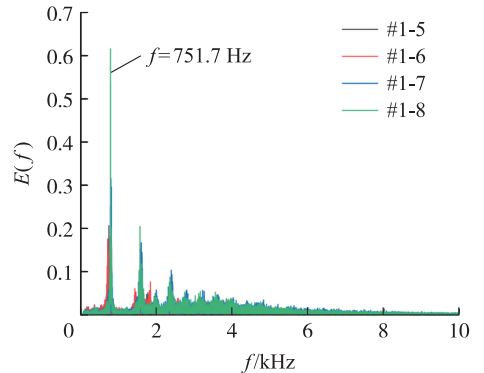


图11 轴向脉冲爆轰模式 FFT 结果

Fig. 11 FFT results in LPD mode

2.2.3 塞式喷管对旋转爆轰波传播特性的影响

不同工况下爆轰波的平均传播频率如图 12 所示。在双波对撞模式下,不同构型爆轰波的传播频

率均随当量比的增加而增加,在轴向脉冲爆轰模式下,爆轰波的传播频率随当量比和塞式喷管的压比变化幅度较小,稳定在 751.7 Hz 附近。

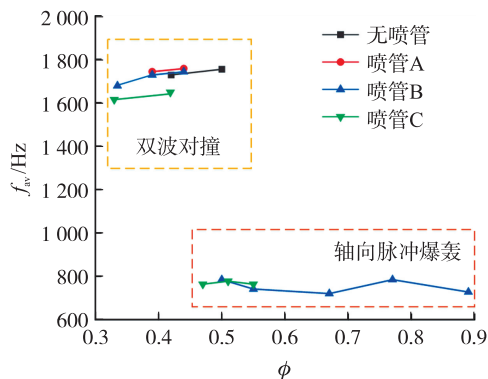


图 12 爆轰波平均传播频率

Fig. 12 Average frequency distribution of detonation wave

双波对撞模式下爆轰波平均传播速度如图 13 所示,在当量比为 0.42 左右时,爆轰波的传播速度随着压比的上升呈先升后降的趋势,无喷管的基础构型速度为 922 m/s,约为 C-J 理论爆轰速度的 62.7%,喷管 A 构型速度为 939.9 m/s,约为 C-J 理论速度的 64%,对应的速度亏损相较无喷管减少了 1.3%。

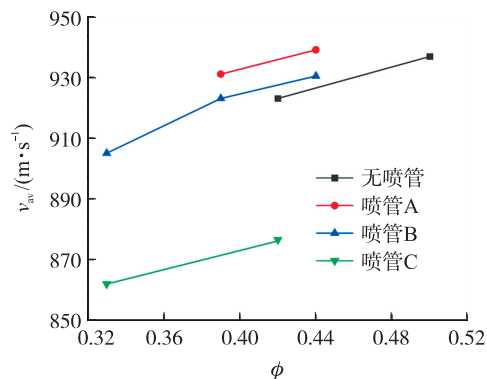


图 13 双波对撞模式爆轰波平均传播速度

Fig. 13 Average velocity in one-couple hetero-rotating mode

2.2.4 模态转变过程分析

图 14 为双波对撞模态和轴向脉冲爆轰模态典型工况下 PCB2 处压力曲线的局部放大图,可发现多处反射波压力信号。从图 14 中可以清晰看出,爆轰波压力信号升高与下降的斜率较低,并产生了多个压力峰值,应该是前一个周期双波对撞中,两个爆轰波的斜激波周期性叠加向下游传播,与塞式喷管喉部壁面撞击反射,形成的反射激波向上游传播,与爆轰波波头叠加作用形成的。多重反射波系导致燃

烧室的波系结构十分复杂,无法形成稳定的单波传播模态。

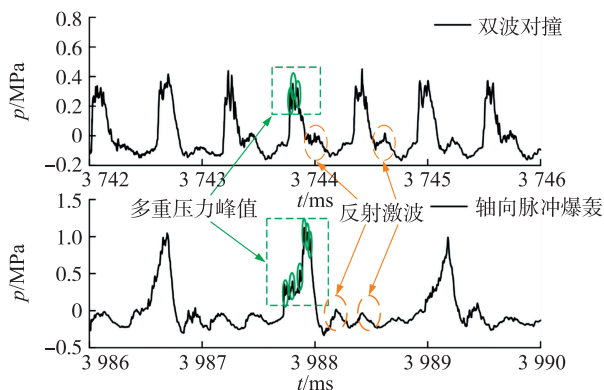


图 14 反射激波压力信号图

Fig. 14 Reflected wave pressure signal

文献[14~15]研究认为,轴向脉冲爆轰模态的形成可能与尾喷管收缩引起的强冲击反射波、燃气与来流混合质量以及足够长的燃烧室等因素有关。YANG 等^[23]研究了 Tesla 阀在旋转爆轰发动机中的应用,发现在类似的条件下,Tesla 阀的进气配置使得爆轰波对上游的反压削弱,Tesla 阀 RDE 可以有效地将 LPD 模态转变为旋转爆轰模态。在本文的实验条件中,当量比上升,乙烯燃料的流量上升,爆轰波的峰值压力上升,斜激波与喷管壁面碰撞形成的反射激波强度也更高;随着塞式喷管压比上升,喉部收缩比增大,导致逆流传播的反射激波强度显著增强,这些强扰动波破坏了旋转爆轰波的自持稳定性。同时,燃烧室内静压显著升高,导致燃料喷注压降减小,燃料射流穿透深度不足,导致乙烯与空气在燃烧室头部位置掺混效果不佳,燃料与氧化剂在排出燃烧室的过程继续混合,到燃烧室尾部才满足起爆条件,最终形成了轴向脉冲爆轰。

在高当量比工况中,旋转爆轰波起爆后的峰值压力高于低当量比工况,导致波后新鲜燃料的填充速度下降,在爆轰波下一个周期经过时,新鲜燃料在轴向方向累积的距离难以维持旋转爆轰波的传播,在实验中,计算得到旋转爆轰波的传播速度为 931 m/s,而轴向脉冲爆轰波的波速为 803 m/s,因此在 LPD 模态中爆轰波的间隔时间更长,新鲜燃料有更多的时间累积。当塞式喷管压比过高时,燃烧室内气流轴向速度严重降低,导致静压升高,此时燃料难以有效喷注进入主流区域,多呈贴壁流动状态,无有效穿透深度和主流掺混,掺混的均匀度反而下降,导致燃烧室内无法形成爆轰波。

综合分析可知,实验中出现双波对撞模态和轴向脉冲爆轰模态的原因,与喷管喉部产生的复杂反射激波以及燃料与氧化剂在燃烧室头部的掺混效果有关。

2.3 沿程静压分布

旋转爆轰冲压发动机燃烧室稳定工作阶段,燃烧室及尾喷管各静压测点的平均沿程静压如图 15 所示。

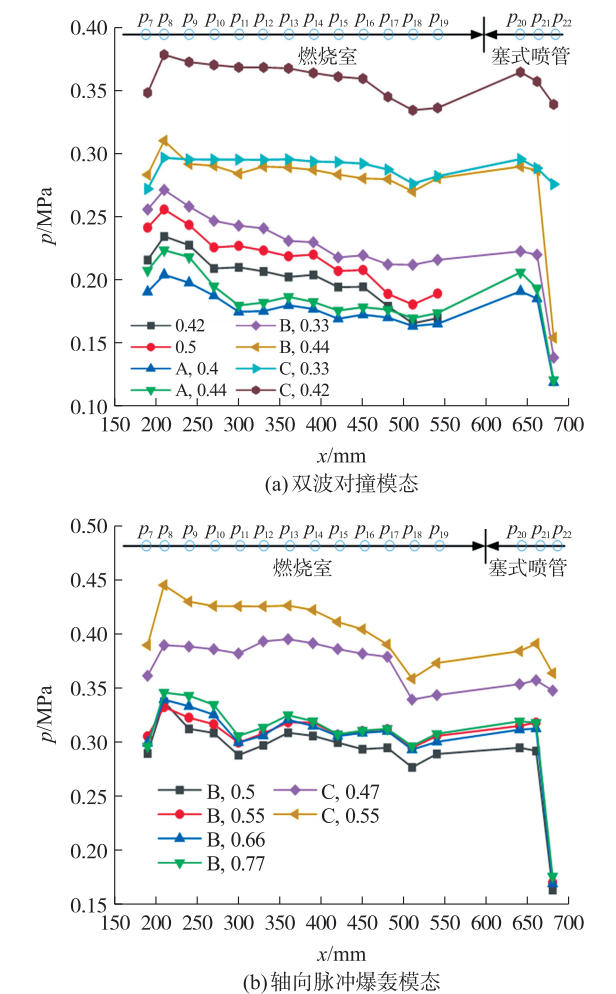


图 15 不同模式下沿程静压分布

Fig. 15 Static pressure distribution for different modes

当量比在 0.44 附近时,静压从大到小的顺序为喷管 C 构型、喷管 B 构型、无喷管的基础构型、喷管 A 构型。随着喷管压比增加,燃烧室内静压上升,流速减缓,新鲜可燃混合气与燃烧产物掺混程度得到一定提升,有助于波前反应物温度的提升。结合图 6 中各构型起爆的当量比范围,可看出适当的静压提升有利于爆轰起爆,加装塞式喷管后起爆当量比下限均有不同程度的降低。喷管 C 的沿程静压最高,但起爆当量比下限与喷管 B 相同,起爆当量比

上限低于喷管 B 构型,可能是当量比过低时乙烯含量不足以提供起爆所需的最低能量而导致。当静压过高时,乙烯喷注压力与燃烧室压差降低,乙烯喷注速度与喷注范围下降,通过小孔喷注的乙烯与氧化剂掺混均匀度下降。

对于不同的压比以及两种不同模态,燃烧室内最大静压均出现在 p_8 处,而不是更靠近燃烧室入口的 p_7 处,说明爆轰反应区主要发生在 p_8 附近, p_7 位置由于离乙烯燃料喷注点的位置较近,推进剂混合质量差而导致化学反应速率不如 p_8 处。在当量比 0.42 附近时,无喷管、喷管 A、喷管 B 和喷管 C 构型在 p_8 处的静压分别为 0.23 MPa, 0.22 MPa, 0.31 MPa 和 0.38 MPa,喷管压比的上升导致了静压的上升。 p_8 下游沿程静压逐步降低,在尾部的 $p_{19} \sim p_{20}$ 之间有上升趋势,说明高温燃气在传导至塞式喷管喉部时为超音速气流,在达到收缩段附近时开始减速增压, p_{20} 后继续下降,到位于喷管喉部 p_{22} 处,高温燃气在离开喉部后迅速膨胀加速,静压降低,接近大气压。喷管 C 喉部面积小导致喉部位置气流处于强壅塞状态,气流难以及时排出,尾部位置静压下降程度相较于其余构型小。

隔离段入口的来流马赫数可根据下式计算：

$$\frac{p_c}{p_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \tag{9}$$

式中: p_c 为加热器混合室压; p_0 为隔离段入口处的静压; γ 为比热容比,取 1.36。计算得到的各工况下来流马赫数如图 15 所示。

图 16 显示了不同工况下来流马赫数的变化情况。

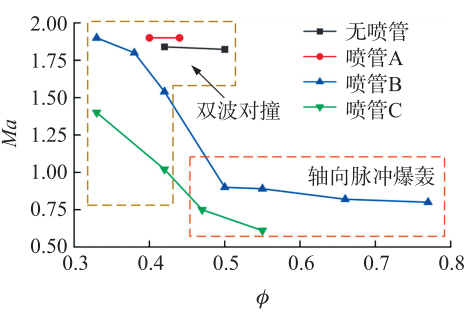


图 16 不同工况下隔离段来流马赫数

Fig. 16 Mach numbers of inflow under different working conditions

随着当量比的上升,无喷管构型和喷管 A 构型来流马赫数处于一个稳定状态,接近设计值 2,而随着当量比的上升,喷管 B 和喷管 C 构型的来流马赫数呈下降趋势,且在双波对撞模态下来流马赫数的

下降斜率比轴向脉冲爆轰模式更大,双波对撞模式时来流为超声速来流,而轴向脉冲爆轰模式下来流状态为亚声速来流,原因可能是轴向脉冲爆轰波从尾部周期性前传,影响了来流的进气速度。在轴向脉冲爆轰工况下,PCB1 处的压力峰值达到了 0.3 MPa 以上,显著高于双波对撞模式工况下 PCB1 处约 0.1 MPa 的压力峰值,隔离段内各测点压升也有大幅提高。轴向脉冲模式,来流在隔离段入口处有大幅度的减速,可以判断轴向脉冲激波会穿过整个隔离段对来流造成影响,使隔离段中气流保持亚声速流动。

从图 16 中可以发现,与无喷管构型相比,喷管 A 的来流马赫数更接近设计值,喷管 B 在较低当量比时来流马赫数为 1.9,说明一定条件下塞式喷管对来流有加速作用,但是压比的上升会导致燃烧室内气流沿程轴向速度下降,同时斜激波在尾部形成的反射激波也较强,使得整个实验段的静压均出现了较大幅度的上升,对来流造成了影响,两种模式下来流马赫数随当量比下降的斜率不同,原因可能是当来流马赫数降到亚声速阶段后,隔离段入口来流速度低,静压升高,此时反射波对来流的影响程度有所下降。

2.4 推力性能分析

喷管设计的目的是获得更高的推力,进而提高发动机的比冲,冲压发动机中主要根据燃料比冲来判断其推进性能^[20],冲压发动机燃料比冲计算公式为

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_{fuel}g} \quad (10)$$

式中: F 为爆轰产生的推力增益, g 为标准重力加速度, $\dot{m}_{fuel}$ 为燃料质量流量。

随着当量比的改变,无喷管构型及加装喷管 A、B、C 4 种构型下,旋转爆轰冲压发动机推进性能的变化规律实验结果如图 17 所示。相较无喷管构型,其他 3 种喷管构型下的 RDRE 推进性能均有不同程度的提升。在稳定爆轰范围内,各构型推力均随当量比近似呈线性增长,并在当量比大于 0.5 后增速放缓。无喷管构型及喷管 A、B、C 的最大推力分别为 464 N、626 N、976.4 N 和 842.3 N。在当量比为 0.42 的工况下,3 种喷管构型的推力增益分别为 43.7%、38.6% 和 30.2%,验证了塞式喷管的高度补偿特性对高频震荡爆轰流场具有良好的适应性与增推效果。

实验结果表明,设计压比为 3 的喷管 B 构型推力性能最优,而设计压比进一步增大至 4 的喷管 C

构型推力增益反而出现一定程度的下降,这主要归因于喷管膨胀状态与实际工况的匹配程度。结合图 15 可知,在当前实验的总压条件下,设计压比为 3 的喷管 C 膨胀比与燃烧室实际排气压力匹配最佳,气流在中心锥表面接近等熵膨胀,能量转化效率最高。相比之下,压比 4 的喷管 C 构型因设计面积比过大,气流在到达出口前发生过膨胀,诱发逆压梯度,导致边界层分离或产生内激波,造成了剧烈的总压损失。此外,从波系相互作用的角度来看,喷管 C 喉部较大的收缩比会产生更强的反射激波(如图 14 所示的多重反射激波峰值),这种强扰动逆流传播破坏了上游旋转爆轰波的稳定性,进一步限制了其推力性能的提升。

图 17(b) 为当量比变化时 4 种构型的比冲变化趋势,无喷管、喷管 A、喷管 B 和喷管 C 4 种构型的最大比冲分别达到了 1 452.4 s、2 187.6 s、2 458.8 s 和 2 322.9 s。在喷管 B 构型的实验中,燃料比冲在当量比 0.33~0.5 间呈上升趋势,当量比在 0.5 后由于推力增益的斜率低于燃料消耗的增加速率,导致单位燃料产生的推力效益下降,从而使整体比冲出现拐点。

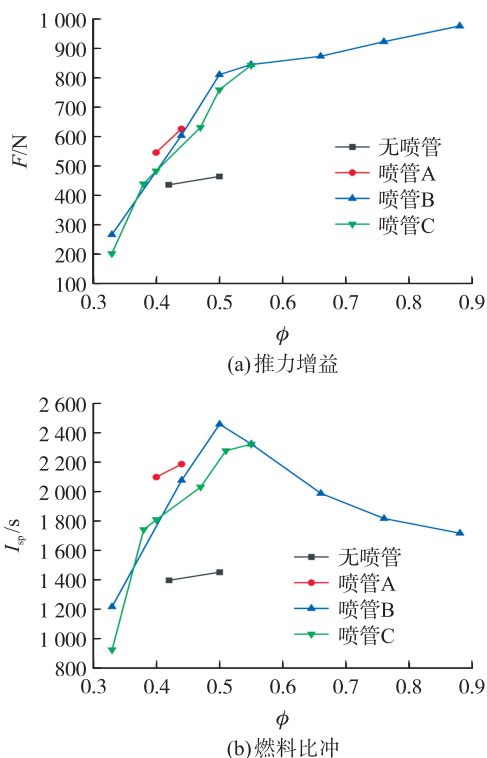


图 17 不同喷管构型下的推力增益与比冲

Fig. 17 Thrust gain and specific impulse under different nozzle configurations

3 结论

本文针对加装不同压比塞式喷管的乙烯燃料旋转爆轰冲压发动机进行了实验研究,来流总温 860 K,总质量流量为 1.0 kg/s。实验在无喷管的基础构型,加装压比分别为 2、3、4 的塞式喷管构型旋转爆轰冲压发动机中,均成功实现了旋转爆轰的组织,分析了其工况范围、工作模态以及塞式喷管对 RDW 传播特性的影响,并对不同工况下推力性能的变化进行了分析。

①加装塞式喷管会降低实现自持旋转爆轰的当量比下限。旋转爆轰冲压发动机起爆当量比范围随着压比的上升,呈现出先上升后下降的趋势,设计压比是影响起爆范围的关键参数,压比为 3 能维持最佳的背压匹配,起爆范围最宽;而过高的压比会导致喉部反射激波过强,破坏爆轰波的自持传播条件。

②压比的增加显著提高了燃烧室内的沿程静压,且静压随当量比增加而上升,最大静压点位于距头部 45 mm 处。同时,通过压比为 3 和 4 塞式喷管的实验,观测到了双波对撞模态以及轴向脉冲爆轰模态。分析表明,这主要是由喷管喉部产生的复杂反射激波系逆流干扰流场,以及燃烧室头部燃料与氧化剂掺混质量的变化共同导致的。

③在推进性能方面,安装塞式喷管显著提升了发动机的推力与比冲。在当量比 0.42 的双波对撞工况下,压比 2、3、4 构型的推力相较于无喷管工况分别提升了 43.7%,38.6%和 30.2%;4 种构型中,压比 3 的喷管 B 构型的综合性能最优,其最大比冲达到 2 458.8 s,显著高于无喷管构型的 1 452.4 s。

本研究验证了塞式喷管在旋转爆轰冲压发动机中的应用潜力。与传统钟形喷管相比,塞式喷管不仅能适应 RDE 排气特有的高频压力震荡,还能在 RDRE 跨空域、宽马赫数飞行过程中,自适应调整膨胀比以适应环境背压的剧烈变化。这种特性使得“RDRE+塞式喷管”的组合动力方案在未来高超声速飞行器设计中,在提升比冲性能、拓宽工作范围等方面,具有显著的工程应用优势。

参考文献

[1] 王健平,周蕊,武丹. 连续旋转爆轰发动机的研究进展[J]. 实验流体力学,2015,29(4):12-25.
WANG Jianping, ZHOU Rui, WU Dan. Progress of continuously

rotating detonation engine research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(4): 12-25. (in Chinese)

[2] MA J Z, LUAN M Y, XIA Z J, et al. Recent progress, development trends, and consideration of continuous detonation engines[J]. AIAA Journal, 2020, 58(12): 4976-5035.

[3] LEE J H S. The detonation phenomenon [M]. Cambridge, England: Cambridge University Press, 2008.

[4] WANG Z H, WANG K, LI Q A, et al. Effects of the combustor width on propagation characteristics of rotating detonation waves[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 106038.

[5] HAN X P, ZHENG Q, HUANG H L, et al. Experimental study on propagation characteristics of rotating detonation wave of liquid kerosene with oxygen-enriched air [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2478(11): 112024.

[6] 刘国秋,蔡承霖,孙宇航,等. 基于弯型预爆管的煤油燃料旋转爆轰发动机起爆实验研究[J]. 弹道学报, 2024, 36(1): 26-34, 56.
LIU Guoqiu, CAI Chenglin, SUN Yuhang, et al. Experimental study on initiation characteristics of kerosene rotating detonation engine based on curved pre-detonation tube [J]. Journal of Ballistics, 2024, 36(1): 26-34, 56. (in Chinese)

[7] 曹琦,郑权,肖强,等. 吸气式旋转爆轰发动机冷流掺混数值模拟研究[J]. 弹道学报, 2023, 35(2): 36-45.
CAO Qi, ZHENG Quan, XIAO Qiang, et al. Numerical simulation of cold flow field mixing in air-breathing rotating detonation engine[J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(2): 36-45. (in Chinese)

[8] 吴博文,郑权,黄亚坤,等. 预爆管点火能量对吸气式旋转爆轰发动机起爆过程影响数值研究[J]. 弹道学报, 2023, 35(3): 95-104.
WU Bowen, ZHENG Quan, HUANG Yakun, et al. Numerical study on effect of ignition energy of pre-detonation tube on the initiation process of air-breathing rotating detonation engine [J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(3): 95-104. (in Chinese)

[9] PENG H Y, LIU W D, LIU S J, et al. Effects of cavity location on ethylene-air continuous rotating detonation in a cavity-based annular combustor [J]. Combustion Science and Technology, 2020, 193(16): 2761-2782.

[10] MENG H L, WENG C S, XIAO Q, et al. Numerical analysis on evolution process of multiple rotating detonation waves with ethylene-oxygen-nitrogen mixture [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(7): 1304-1317.

[11] FENG W K, ZHENG Q, XIAO Q, et al. Effects of cavity length on operating characteristics of a ramjet rotating detonation engine fueled by liquid kerosene[J]. Fuel, 2023, 332: 126129.

[12] SHAO Y T, LIU M, WANG J P Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion

- performance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 647–652.
- [13] BENNEWITZ J W, BIGLER B R, ROSS M C, et al. Performance of a rotating detonation rocket engine with various convergent nozzles and chamber lengths[J]. Energies, 2021, 14(8): 2037.
- [14] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(3): 1616–1623.
- [15] GEORGE A S, DRISCOLL R B, ANAND V, et al. Starting transients and detonation onset behavior in a rotating detonation combustor[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego: AIAA, 2016: 1364.
- [16] 王超. 吸气式连续旋转爆震波自持传播机制研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- WANG Chao. Self-sustaining and propagation mechanism of airbreathing continuous rotating detonation wave[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [17] ANGELINO G. Approximate method for plug nozzle design[J]. AIAA, 1964, 2: 1834–1835.
- [18] NOBUHIRO K, NICOLAS H J, NOBUYUKI T, et al. Three-dimensional numerical simulation on hydrogen/air rotating detonation engine with aerospoke nozzle: effects of nozzle geometries[C]//AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando, FL, USA: AIAA, 2020: 0688.
- [19] JOURDAINE N, TSUBOI N, OZAWA K, et al. Three-dimensional numerical thrust performance analysis of hydrogen fuel mixture rotating detonation engine with aerospoke nozzle[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(3): 3443–3451.
- [20] 韩新培, 翁春生, 郑权, 等. 中心锥对旋转爆震发动机内外流场影响的三维数值模拟研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 285–295.
- HAN Xinpei, WENG Chunsheng, ZHENG Quan, et al. Three dimensional numerical simulation of effects of aerospoke on internal and external flow field of rotating detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 285–295. (in Chinese)
- [21] ZHU Y, WANG K, WANG Z C, et al. Study on the performance of a rotating detonation chamber with different aerospoke nozzles[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106338.
- [22] 朱亦圆, 王可, 赵明皓, 等. 塞式喷管对旋转爆震起爆、传播与推进特性的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2022, 28(5): 531–539.
- ZHU Yiyuan, WANG Ke, ZHAO Minghao, et al. Effects of an aerospoke nozzle on the ignition, propagation and propulsive performance of rotating detonations[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2022, 28(5): 531–539. (in Chinese)
- [23] YANG X, SONG F, WU F, et al. Suppression of pressure feedback of the rotating detonation combustor by a Tesla inlet configuration[J]. Applied Thermal Engineering, 2022, 216: 119123.
- [24] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.
- [25] ANAND V, GEORGE A S, DRISCOLL R, et al. Longitudinal pulsed detonation instability in a rotating detonation combustor[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2016, 77: 212–225.