

收敛尾喷管对空筒形旋转爆轰燃烧室性能的影响

应卓君¹, 李 丹^{1*}, 马 虎², 夏镇娟², 侯世卓², 杨 博³

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500; 2. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;
3. 西安航天动力研究所, 西安 710199)

摘 要: 采用数值模拟及试验方法, 对带收敛比为 4.81 和 3.60 喷管的冷煤油-热空气两相空筒形旋转爆轰燃烧室进行研究。采用商业计算流体力学软件对带收敛尾喷管的空筒形旋转爆轰燃烧室进行了仿真分析, 并借助地面试验台进行了高总焓来流条件下冲压式旋转爆轰发动机的试验研究, 得到隔离段、爆轰燃烧室及喷管喉道压力信号。结果表明: 爆轰燃烧室采用喉道面积较小的喷管, 其波速略有提高, 在仿真中波速由 1 891 m/s 提升至 1 899 m/s, 在试验中则从 1 670 m/s 提升至 1 686 m/s; 增大收敛比使得沿程总压、燃烧效率及燃料比冲升高, 但会导致隔离段内结尾正激波前移, 稳定裕度下降。

关键词: 收敛尾喷管; 旋转爆轰燃烧室; 收敛比; 爆轰波; 比冲; 燃烧效率

中图分类号: V231.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)06-0111-12

DOI: 10.3724/j.GTER.20250053

Effect of a convergent nozzle on the performance of an empty cylindrical rotating detonation combustor

YING Zhuojun¹, LI Dan^{1*}, MA Hu², XIA Zhenjuan², HOU Shizhuo², YANG Bo³

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;
3. Xi'an Aerospace Power Research Institute, Xi'an 710199, China)

Abstract: A cold kerosene hot air two-phase cylindrical rotating detonation combustor with nozzles with convergence ratios of 4.81 and 3.60 was studied by numerical simulation and experiments. The commercial CFD software were used to simulate and analyze the empty cylindrical rotating detonation combustor with a convergent nozzle. With the help of the ground test bench, the experimental study of a ramjet rotating detonation engine under the condition of high total enthalpy incoming flow was carried out, and the pressure signals of the isolation section, detonation combustor, and nozzle throat were obtained. The results show that when the nozzle with a small throat area is used in the rotating detonation combustor, the wave velocity is slightly increased. In the simulation, the wave velocity is increased from 1 891 to 1 899 m/s, while in the test, it is increased from 1 670 to 1 686 m/s. Increasing the convergence ratio leads to an increase in total pressure, combustion efficiency, and fuel specific impulse along the way. However, changing the convergence ratio of the converging nozzle will cause the positive shock wave at the end of the isolation section to move forward, thus stable working margin decreases.

收稿日期: 2024-05-13

基金项目: 国家级科研项目

作者简介: 应卓君(1996-), 男, 河南漯河人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机总体及连续爆轰发动机研究。

通信作者: 李 丹, 男, 研究员, 主要从事航空发动机总体与爆轰技术研究。E-mail: 1945571228@qq.com

引用格式: 应卓君, 李 丹, 马 虎, 等. 收敛尾喷管对空筒形旋转爆轰燃烧室性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(6): 111-122. YING Zhuojun, LI Dan, MA Hu, et al. Effect of a convergent nozzle on the performance of an empty cylindrical rotating detonation combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(6): 111-122.

Key words: convergent nozzle; rotating detonation combustor; convergence ratios; detonation wave; specific impulse; combustion efficiency

1 引言

旋转爆轰燃烧室(Rotating detonation combustor, RDC,以下简称爆轰室)内的爆轰波沿燃烧室周向旋转传播,类似于传统燃烧室,爆轰室在工作过程中能够连续充入可燃混合物,也能连续排出燃烧产物,从而保证发动机连续做功。爆轰室中爆轰波的传播速度可达千米级,属于真正意义上的超声速燃烧,具备燃烧释热快、熵增小、对来流条件不敏感的特点,并且结构简单,可大幅缩短燃烧室尺寸,在未来航空动力领域应用前景广阔。因而,近些年美国^[1-3]、法国^[4]、波兰^[5]、俄罗斯^[6-9]、日本^[10-12]、中国^[13-20]等的诸多研究机构对旋转爆轰发动机展开了丰富的理论和试验研究,目前正处于从概念研究到应用研究的过渡阶段。

目前,实现液体煤油-空气连续旋转爆轰(CRD)并获得速度亏损小、压升明显的振荡波形的工况还存在较大的困难。KINDRACKI^[21]通过分别喷注氢气和液体煤油来提高燃料的活性从而实现了连续旋转爆轰,煤油的质量比例变化范围为20%~70%,其爆轰波传播存在20%~25%的速度亏损。随着研究的深入,无内柱的空筒形RDC也逐渐引起学者的关注。ZHANG等^[22-23]在空筒构型上成功实现了氢气-空气连续旋转爆轰,并对燃烧室内柱长度开展了针对性研究,发现了双峰现象,同时发现相比于环形燃烧室,空筒形燃烧室的爆轰波更易起爆与自持。ANAND等^[24]也开展了氢气-空气空筒连续旋转爆轰试验研究,同样发现了双峰现象,此外还开展了开窗观测研究。TANG等^[25]通过求解欧拉方程,采用单步反应模型针对氢气-空气空筒连续旋转爆轰开展了三维数值模拟,发现空筒没有内外壁面的反射激波,在环形喷注区域内径以内存在非爆轰燃烧区域。YAO等^[26]在数值仿真中利用粒子追踪法对比分析了空筒构型中内外壁面粒子轨迹的区别,在乙烯-空气环形燃烧室连续旋转爆轰试验研究受阻时,空筒燃烧室旋转爆轰波又相对容易起爆与自持。

此外,针对空筒形RDC,喷管对燃烧室内爆轰波传播特性的研究也引起广泛关注。STODDARD等^[27-28]实验研究了扩展的无中心体旋转爆轰发动机(Rotating detonation engine, RDE),结果验证了空

筒形RDC内部发生的旋转爆轰波。同时,RANKIN等^[29]验证了在下游有拉瓦尔喷管的RDC中发生爆轰的可能性。ZHANG等^[22]对氢气-空气空筒形RDC进行了试验研究,采用热射流和恒压2种不同的点火方式,对切向不稳定和旋转爆轰进行了比较分析。结果显示,与热射流法相比,当喷管收缩比较小时,恒压法不可能实现旋转爆轰。同时,ZHANG等^[22]计算了收缩比为10和12时的试验振型的固有频率,并基于压力振荡和主频对计算结果与燃烧不稳定的固有频率进行了比较。结果表明,两者具有较好的一致性。在火箭发动机中观察到的非线性切向不稳定性实际上可能是这种旋转爆轰波力学在具有拉瓦尔喷管的空筒形RDC中的一种表现。在点火方式一定的情况下,ZHANG等^[23]通过改变内筒长度,给出了环腔和空筒形2种腔体中的连续旋转爆轰模式,在环腔中出现双峰现象,而在空筒中不存在双峰现象,且空筒壁面附近存在过驱爆轰;讨论了不同CRD模式的传输稳定性,结果表明,单波爆轰是一种稳定模式,空筒形RDC的爆轰极限当量比小于环腔RDC,在空筒中更容易建立旋转爆轰。上述工作作为研究带喷管的空筒内爆轰的可能性奠定了基础。本文针对带收敛喷管的空筒形冷煤油-热空气连续旋转爆轰燃烧室开展相关数值模拟与试验研究。

2 数值模拟研究

2.1 数值方法

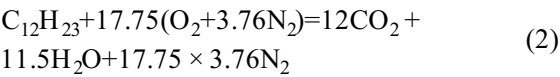
利用商用计算流体力学软件Fluent进行数值模拟,选用压力基耦合求解器,假设气体为理想气体,湍流模型选择SST $k-\omega$ 模型。对RDC进行热态流场数值模拟时,采用单步总包通用有限速率反压模型,通过阿伦尼乌斯公式计算反应速率常数^[30]:

$$K_R = AT^b \exp(-E_A / RT) \quad (1)$$

式中: K_R 为正反应速率; A 为指前因子; E_A 为活化能; b 为温度系数; R 为通用气体常数; T 为反应区环境温度。

采用由NASA Glenn研究中心开发的Chemical Equilibrium with Applications (CEA)化学平衡计算程序对数值方法的可行性进行验证,拟对二维计算域内的旋转爆轰波进行模拟,并将模拟结果与CEA计算的理论结果进行对比分析。计算域为柱面展开

后宽度为200 mm、长度为628 mm的矩形区域;入口填充当量比为1.0的气态煤油($C_{12}H_{23}$)/空气($O_2+3.76N_2$)预混反应物;入口总温为700 K,总压为0.70 MPa;出口总温为300 K,静压为0.08 MPa。化学反应表达式为:



二维计算结果如图1所示,选取5个稳定传播周期(图2),通过监测点P(50,0)的压力曲线获得旋转爆轰波在Chapman-Jouguet(CJ)状态下的平均传播速度,计算方法见式(3),各参数计算结果见表1。

表1 数值模拟结果与CEA理论值的对比(CJ状态)

Table 1 Comparison between numerical simulation results and CEA theoretical values (CJ condition)

计算方法	压力/MPa	温度/K	速度/(m/s)
理论计算	4.14	3 036.0	1 795.8
数值计算	4.71	3 391.5	1 849.5
相对误差/%	13.77	11.71	2.99

$$\bar{V}_{CJ}=\frac{\pi Dn}{T_n}$$

(3)

式中: $\bar{V}_{CJ}$ 为爆轰波平均传播速度; T_n 为总时间; n 为周期数; D 为展开前柱面直径。

单步总包化学反应模型由于假定 $C_{12}H_{23}$ 和 O_2 充分反应,并未考虑中间反应过程,且采用预混方式喷注省略了燃料与空气的混合过程,导致反应的总释热量及气体压力远高于实际情况(数值模拟得出的CJ温度和CJ压力较理论计算值分别高出13.77%和11.71%)。但该数值方法对CJ速度具有较高的模拟精度(相对误差控制在5.00%以内),能够精确分析旋转爆轰波强度,满足研究需要。

2.2 仿真计算结果

三维模型如图3所示。模型总长为804 mm,其中,爆轰室半径 R_c 为100 mm;隔离段为收敛扩张形,入口为一定质量流量的空气,总温为700 K;燃料采用支板喷注方式与空气掺混,在支板上、下壁面沿周向各均匀布置60个直径为0.25 mm的燃油喷嘴,喷口与爆轰室的轴向距离为 L_f 。采用Fluent DPM定义平口雾化喷嘴,并设置为等粒径分布形式。空筒形RDC的轴向长度为230 mm(含喷管),喷管采用2段收敛结构。其中,收敛段1的收敛角固定,收敛段2的可调节收敛半角 θ 为 $30^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 。 R_o 为喷管出口半径。

表2列出了数值模拟工况的2个算例。表中,收敛比定义为爆轰室半径与喷管出口半径之比。在爆轰室直径一定的前提下,喷管出口半径越小,收敛比越大。

表2 不同收敛比下的算例列表

Table 2 List of examples under different convergence ratios

算例	收敛比	入口边界	出口边界	壁面边界
Case 1	4.81	1.4 kg/s, 0.45 MPa,	0.1 MPa, 300 K	绝热无滑移
Case 2	3.60	650 K		

在来流及出口条件一定,并且非预混反应混合物当量比均为1.0的条件下,对比不同喉道面积/收敛比下RDC内的流动特征。图4为不同收敛比下Case 1和Case 2爆轰室 $r=91$ mm圆环面参数展开云图。由图4(a)和图4(b)可知,旋转爆轰燃烧室内流场区域主要分为波前新鲜反应混合物填充区F及波后已燃反应混合物区E,单波头的旋转爆轰波A在RDC下游诱导了一道斜激波C并螺旋向下运动;爆轰波下游的拖曳斜激波在喷管外壁面发生2次反射(外壁收敛2次)后向上游传播形成反射激波D,波后

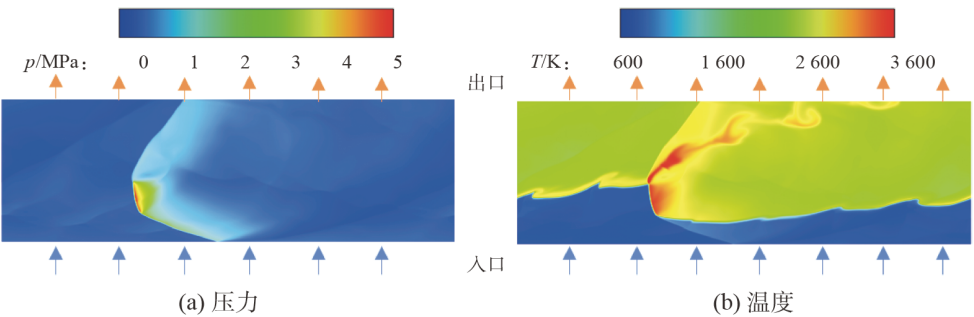


图1 旋转爆轰波二维数值模拟结果

Fig.1 Two-dimensional numerical simulation results of rotating detonation wave

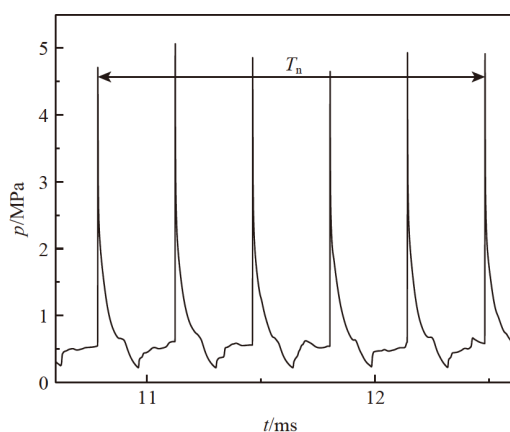


图2 二维旋转爆轰监测点P的压力-时间曲线

Fig.2 Pressure versus time curve of monitoring point P in the two-dimensional rotating detonation

压力和温度升高,而收敛比增大和喉道面积减小会增强下游拖曳激波,使激波角增大,因此造成了较多的总压损失。由图4(c)和图4(d)可知,空筒形RDC爆轰波高度 L_d 随喷管喉道面积减小而降低,收敛比增大导致新鲜反应混合物的填充速度降低,爆轰室内的压强提高、马赫数降低;且Case 1及Case 2中除爆轰波及斜激波外,流场大部分为亚声速。以上结果说明,收敛喷管流场参数受喷管收敛比的影响较为明显。

图5和表3分别给出了不同喉道面积爆轰室的沿程总压分布以及性能。表3中理论值百分比为仿真所得波速与表1采用CEA理论计算所得CJ爆轰波理论值之比。仿真计算的燃烧效率计算式如下:

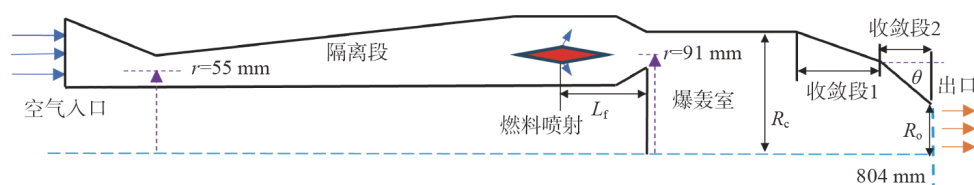
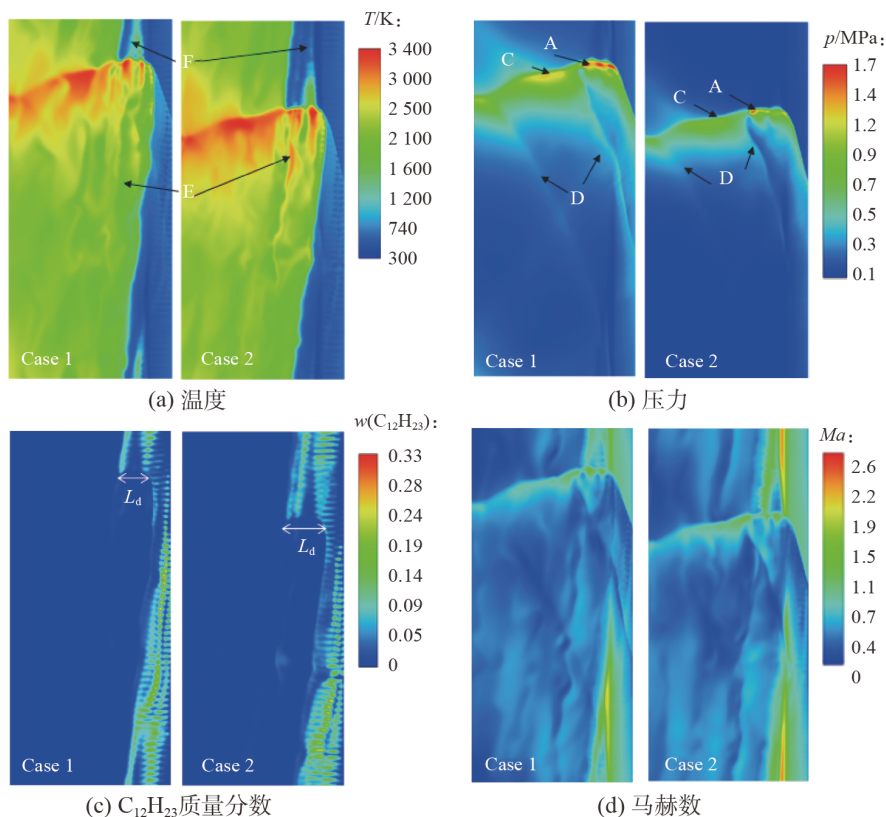


图3 RDC流道方案示意图

Fig.3 Schematic diagram of RDC flowpath scheme

图4 不同收敛比下Case 1和Case 2爆轰室 $r=91$ mm圆环面参数展开云图Fig.4 Unfolding cloud map of $r=91$ mm circular cross-section parameters for Case 1 and Case 2 detonation combustor under different convergence ratios

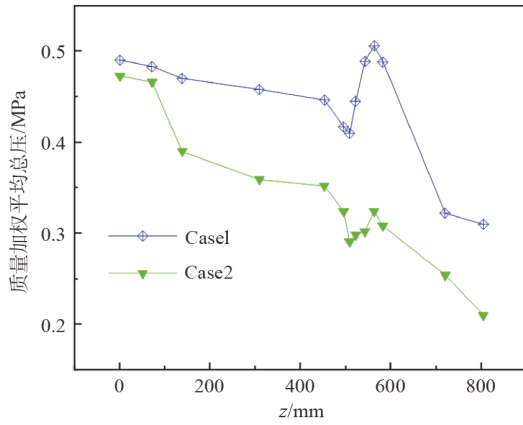


图5 沿程总压分布

Fig.5 Distribution of total pressure along the path

表3 不同喉道面积下爆轰室性能

Table 3 Performance of the detonation combustor under different throat areas

算例	波速(仿真)/(m/s)	理论值 百分比/%	I_{sp} (仿真)/s	η (仿真)/%
Case 1	1 899	106.8	2 091	99.2
Case 2	1 891	106.4	1 654	96.7

$$\eta_{(仿真)} = \frac{1 - \dot{m}_{f0}}{\dot{m}_{fi}} \quad (4)$$

式中: $\dot{m}_{fi}$ 表示爆轰室入口煤油喷嘴质量流量; $\dot{m}_{f0}$ 为喷管出口未燃气态煤油质量流量。

基于煤油燃料的比冲表达式如下:

$$F_z = \oint_{cs} \rho V_n V_z dA + \int_{cs} (p - p_a) \cos \theta dA \quad (5)$$

$$F = F_1 + F_2 \quad (6)$$

$$F_1 = \left(\sum_i^n \rho_i \cdot V_{iz}^2 \cdot A_{iz} \right)_{out} - \left(\sum_j^m \rho_j \cdot V_{jz}^2 \cdot A_{jz} \right)_{in} \quad (7)$$

$$F_2 = (p - p_a) A_e n_z \quad (8)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_{fi} g} \quad (9)$$

式中: V_z 为轴向速度; V_n 为控制面的法向速度分量; $\cos \theta$ 为作用力沿发动机轴向的方向余弦; F 为发动机总推力; F_1 为动量推力,简化为如式(7)所示代数形式; F_2 为压差推力,简化为如式(8)所示代数形式; ρ_i 、 ρ_j 分别为出口截面网格单元*i*、入口截面网格单元*j*上的密度; V_{iz} 、 V_{jz} 分别为出口、入口截面网格单元上沿轴向方向的速度; A_{iz} 、 A_{jz} 分别为出口、入口截

面网格单元垂直于轴线的投影面积;环境压力 $p_a = 101\,325\text{ Pa}$; p 为外界对控制体的作用压力; A_e 为出口截面面积; n_z 为轴线方向矢量; I_{sp} 为基于煤油燃料的比冲。

由图5和表3可知,喉道面积对爆轰室内总压分布影响很大,收敛比为3.60时的沿程总压均低于收敛比4.81,爆轰增压能力减弱;在 $z=582\text{ mm}$ 之后总压迅速下降,出口总压大幅下降。增大喉道面积导致RDC内沿程总压大幅下降,爆轰波强度降低,基于燃料的比冲下降,燃烧效率降低。

在数值模拟中,采用2种喉道面积喷管的冷煤油-热空气旋转爆轰波波速均大于CJ爆轰波理论值。虽然增大喉道面积能够提高爆轰波稳定性,使燃料不易提前燃烧,但会导致爆轰室内压力降低,马赫数及总压损失上升,气体做功能力下降,Case 2流场整体马赫数高于Case 1,喉道前压力降低,喷管出口马赫数下降,大幅降低了比冲。以上结果说明,发动机推力性能对喉道面积的变化非常敏感,然而收敛比增大导致爆轰波高度降低进而存在解耦的风险,因此合理平衡性能及稳定性是设计高性能RDC的关键。

3 发动机直连试验研究

3.1 试验与采集系统

开展了高焓来流条件下冷煤油-热空气两相旋转爆轰燃烧室直连式试验研究。试验系统主要包括高压空气供给系统、空气加热系统、燃料供给系统、起爆系统、试验发动机、控制系统、采集系统7个部分,试验系统实物图见图6,示意图见图7。

试验时序控制如图8所示。首先开启冷空气主

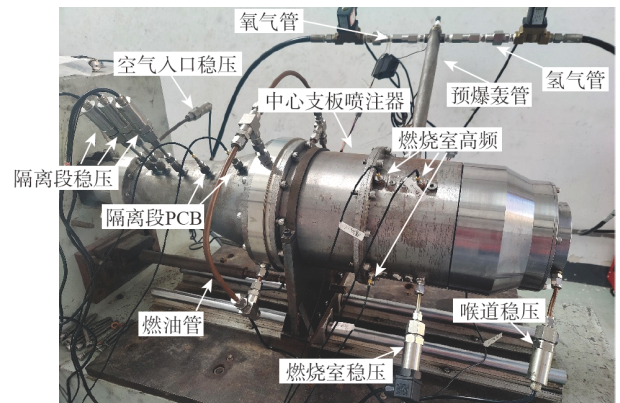


图6 试验系统实物图

Fig.6 Photo of the experiment system

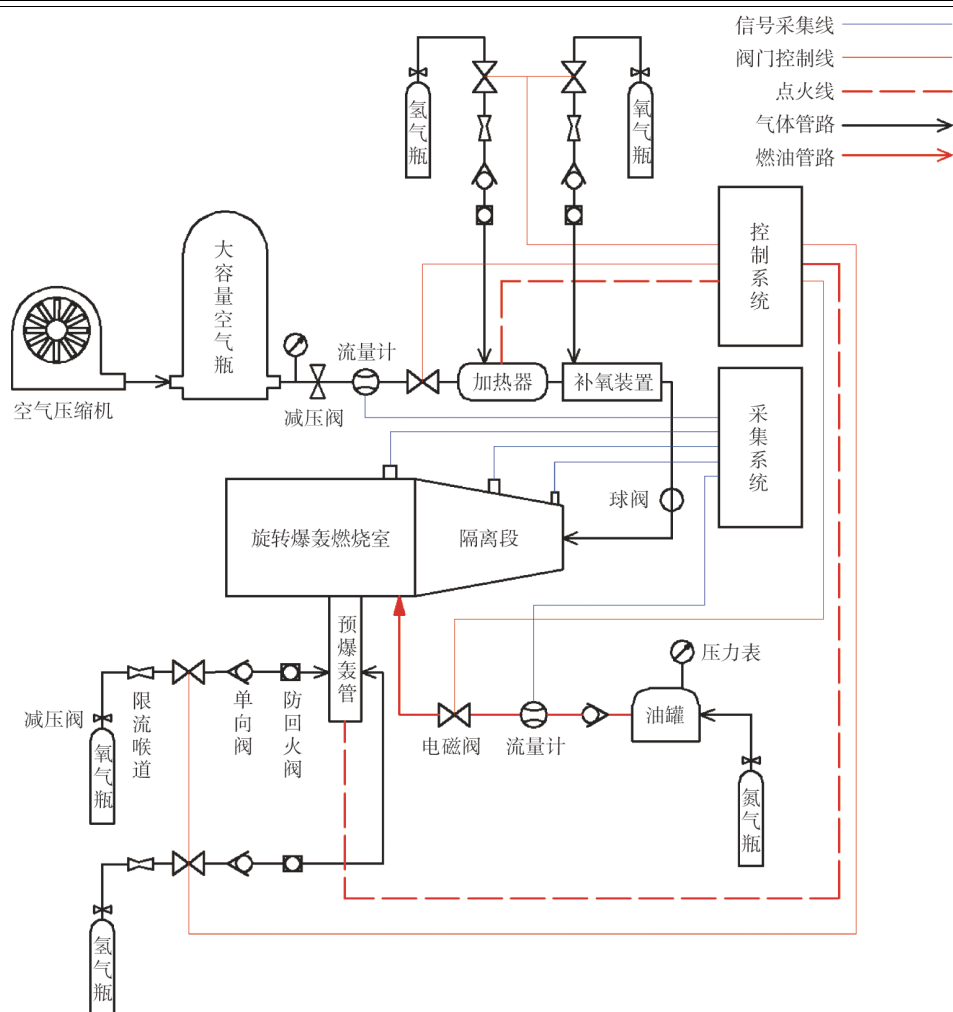


图7 试验系统示意图
Fig.7 Schematic diagram of the experiment system

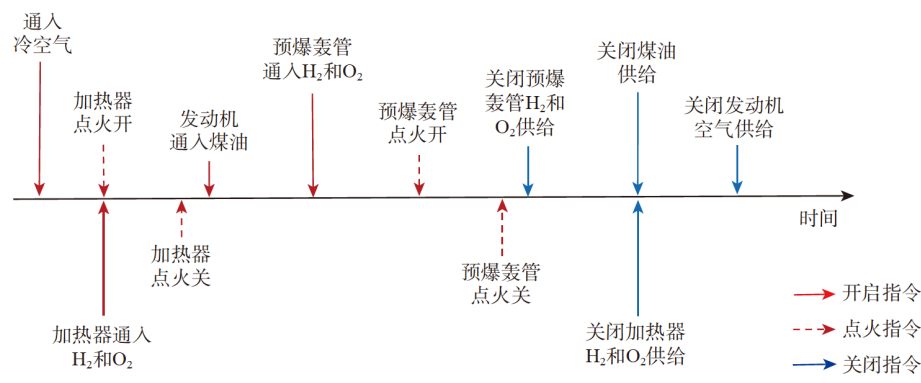


图8 时序控制流程图
Fig.8 Timing control flow chart

路,待发动机内流场稳定后在加热器中通入氢气和氧气并点火,为保证加热器点火的可靠性,点火结束后向发动机内通入煤油;然后在预爆轰管中通入氢气和氧气,待其充满后使用火花塞点火起爆;最后按顺序依次关闭预爆轰管氢气和氧气供给、加热器氢气和氧气供给、煤油供给、空气供给。

测试系统示意图见图9。于隔离段位置a、b、c分别安装稳压传感器Pa、Pb、Pc,a与b相隔25 mm,b与c

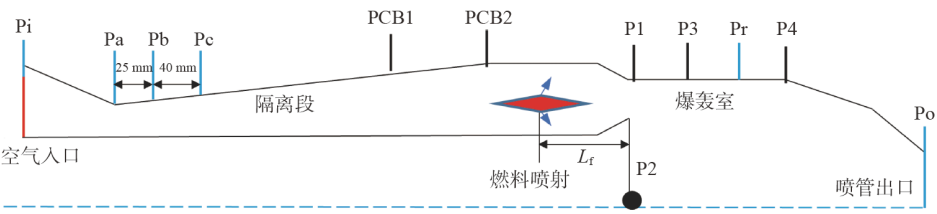


图9 测试系统示意图
Fig.9 Schematic diagram of the experiment system

相隔40 mm,用以确认结尾正激波位置。此外,在发动机入口处布置稳压传感器Pi,由于此处流速缓慢,所测压力可大致看作为发动机入口总压,记为 p_{Pi} 。集油腔布置油压传感器 P_{fuel} ,用以检测实时油压 $p_{P_{fuel}}$ 。喷注支板前布置PCB高频压力传感器PCB1和PCB2,用以检测爆轰室前传激波。爆轰室传感器安装位置为:联能高频压力传感器P1距爆轰室入口14 mm;P2与P1位于同一轴向位置,相隔90°,用以判断爆轰波的波头数和旋转方向;P3距离P1 60 mm;P4距离P1 186 mm;稳压传感器Pr安装于燃烧室轴向中间位置(距燃烧室入口94 mm),用以测量爆轰室稳压 p_{Pr} ;稳压传感器Po位于喷管喉道位置,用以测量喉道静压 p_{Po} 。

3.2 试验结果与仿真对比分析

按数值仿真工况开展不同尾喷管收敛比下的旋转爆轰试验,如表4所示。

表4 不同喷管喉道面积试验工况
Table 4 Experiment conditions with different nozzle throat areas

工况	空气流量/(kg/s)	总温/K	总压/MPa	当量比	工作时间/s	收敛比
1	1.4	650	0.45	1	1.2	4.81
2	1.4	650	0.45	1	1.2	3.60

对工况1中的P1高频信号进行采集,过滤得到爆轰波传播过程中在喷注区形成的脉动压力,如图10所示。由此可见,爆轰波的幅值约为1.5 MPa。

对工况1中的P1信号进行快速傅里叶变换(FFT)及短时傅里叶变换(STFT),试验结果如图11所示。可以看出,工况1爆轰波为单波模态,主频率为2 683 Hz,对应波速为1 686 m/s;爆轰波在约4.1 s时建立,随后稳定在2 683 Hz附近,而后在约5.3 s时熄灭,与控制系统设定时间相符,证明在爆轰室内形成了连续稳定传播的旋转爆轰波。

对工况2的信号进行同样采集和处理,结果如图

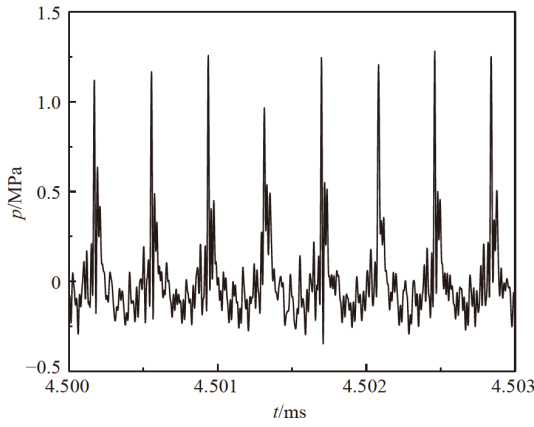


图10 工况1中的P1高频信号采集结果
Fig.10 P1 high-frequency signal acquisition result in condition 1

12所示。可以看出,工况2爆轰波同样为单波模态,传播主频为2 658 Hz,对应波速为1 670 m/s。将试验波速与仿真结果进行对比,结果如表5所示。可以看出,试验中得到的不同收敛比下的旋转爆轰波波速与仿真值分别相差11.2%和11.7%。考虑到数值模拟中采用了单步有限速率反应模型和较小的等粒径分布,导致煤油蒸发反应的速度更快,压力和温升更高,由此造成的误差较为合理,仿真计算结果较为精确,规律一致,证明喉道面积对波速的影响较小。

表5 试验波速与仿真结果对比
Table 5 Comparison of experimental wave velocity and simulation results

工况	收敛比	喉道面积/mm ²	波速/(m/s)		相对误差/%
			仿真	试验	
1	4.81	6 531	1 899	1 686	11.2
2	3.60	8 725	1 891	1 670	11.7

在爆轰波作用下,新鲜反应混合物被点燃后在爆轰室内沿外壁周向传播并向喷管流动。结合数值仿真结果分析,爆轰室整体平均马赫数小于1,亚声速燃气在收敛喷管内膨胀加速后排出产生推力,由

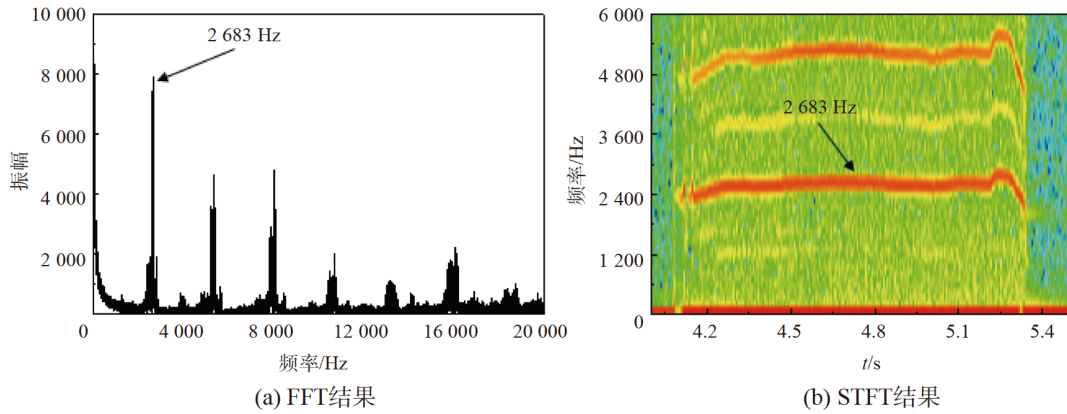


图11 工况1中的P1信号变换结果
Fig.11 P1 signal transformation results in condition 1

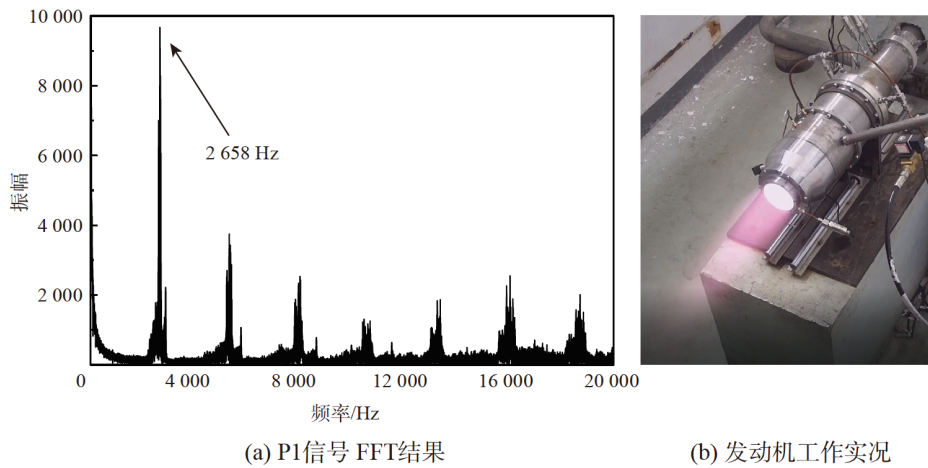


图12 工况2中P1信号的FFT图及发动机工作实况
Fig.12 Fast Fourier transform diagram of P1 signal in condition 2 and actual operation of the engine

于化学反应不彻底导致排出喷管的燃气在一边反应的同时一边喷出,因而在喷管出口形成亮白色火焰(图12(b))。

使用评价指标燃烧效率 $\eta^{[31]}$ 对比不同喉道面积对RDC性能的影响,具体计算公式为:

$$\eta_{(\text{试验})} = C_{\text{exp}}^* / C_{\text{th}}^* \quad (10)$$

式中: $C_{\text{exp}}^* = p_{\text{Pr}} A_t / \dot{m}_{\text{f+o}}$ 为特征速度实际值(p_{Pr} 为燃烧室实际压力, A_t 为喷管喉道面积, $\dot{m}_{\text{f+o}}$ 为氧化剂和燃料的总质量流量); $C_{\text{th}}^* = 1 / (\Gamma_b \sqrt{R_b T_b})$ 为特征速度理论值(Γ_b 为关于燃烧产物比热比 k_b 的函数, R_b 为燃烧产物摩尔质量, T_b 为燃烧产物理论总温)。

对工况1及工况2燃烧室稳压传感器Pr和喷管喉道稳压传感器Po信号的采集和滤波可知,工况1稳态压力均值 $p_{\text{Pr}}=0.165 \text{ MPa}$, $p_{\text{Po}}=0 \text{ Pa}$;而工况2稳态

压力均值 $p_{\text{Pr}}=0.095 \text{ MPa}$, $p_{\text{Po}}=0 \text{ MPa}$ (图13)。将其换算为绝对压力 p_c ,代入下式计算发动机在地面产生的理论推力:

$$F = C_F p_c A_t \quad (11)$$

式中: C_F 为工作高度推力系数。

将式(11)代入式(9)得到基于燃料的比冲,如表6所示。经计算,试验中工况1相比工况2燃烧室室压提升32.5%,基于燃料的比冲提升约28.0%,燃烧效率提升1.4%,试验所得结论与2.2节仿真结果基本一致。造成差异的主要原因为真实进气、燃料喷注条件下,实际化学当量比、燃烧反应过程等相比理想条件更为复杂。综上所述,增大收敛比有助于提升爆轰燃烧室性能,提高燃烧效率,略微增大爆轰波波速。

3.2.2 尾喷管对隔离段内流动的影响

由于不同尾喷管喉道面积会改变爆轰室室压,

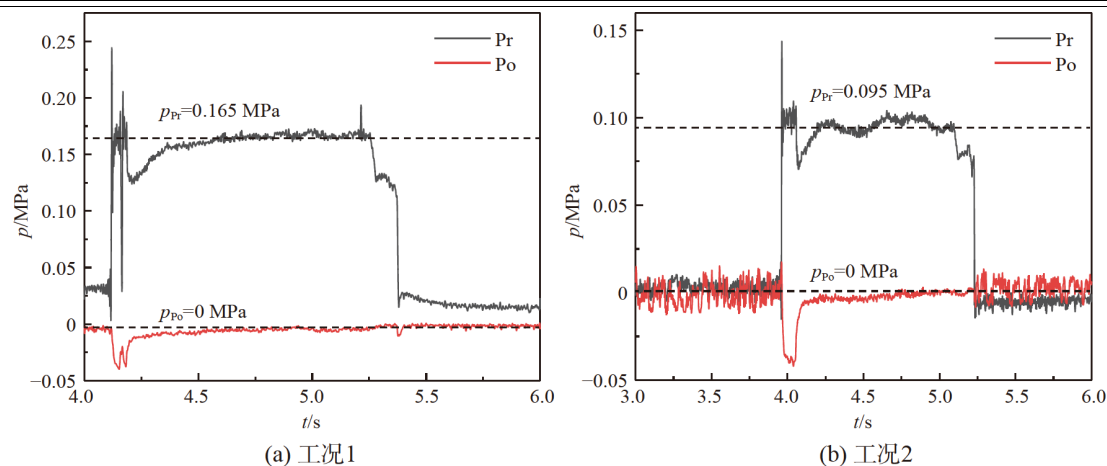


图13 工况1及工况2稳压实测信号

Fig.13 Steady state pressure measurement signals in conditions 1 and 2

表6 不同喷管喉道面积RDC性能对比
Table 6 Comparison of RDC performance with different nozzle throat areas

工况	收敛比	室压(试验)/MPa	I_{sp} (试验)/s	I_{sp} (仿真)/s	η (试验)/%	η (仿真)/%
1	4.81	0.265	1 703	2 091	96.0	99.2
2	3.60	0.195	1 330	1 654	94.6	96.7

为此对RDC隔离段入口、喉道及扩张段位置进行稳态静压测量。图14为由数值模拟结构得到的隔离段内 $r=55$ mm圆环截面(图3)的马赫数展开图。

由图9及前文叙述,a与b相隔25 mm,b与c相隔40 mm,a处为喉道位置。结合图14可知,前传激波在隔离段流道内螺旋向入口处传播,旋转方向朝上,在喉道下游附近的跨声速区结尾激波前沿最小;在螺旋激波C扫过后跨声速区变大并形成近似三角形区,在远离喉道处马赫数迅速降低,c处波后马赫数大幅下降,在激波前后形成明显的马赫数间断。喷管收敛比较小的Case 2,其隔离段结尾正激波最前沿位置处于a与b之间靠近a点的位置,隔离段喉道达到壅塞;而收敛比较大的Case 1未达到壅塞,结尾正激波消失,螺旋激波没有在喉道下游终止并继续向入口传播形成一道弱激波C'。以上分析表明尾喷管喉道面积会改变前传激波影响的最上游位置,较大收敛比的喷管可能会导致结尾正激波消失。

试验采集得到的工况1和工况2隔离段内 P_i 、 P_a 、 P_b 、 P_c 压力-时间信号如图15所示。由图可知,在点火前,工况1、工况2隔离段内 P_a 、 P_c 压力近似相等,约为0.07 MPa(表压), P_b 压力在-0.02 MPa左右。由气体动力学知识可知,在隔离段扩张流道 P_a 至 P_b 传

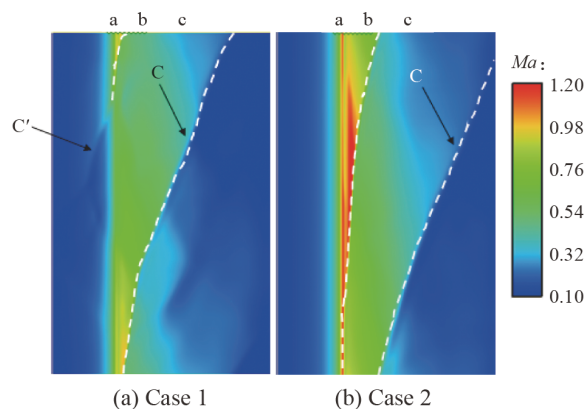


图14 数值模拟得到的隔离段内 $r=55$ mm圆环截面马赫数展开图

Fig.14 Mach number expansion diagram of $r=55$ mm circular cross-section obtained from numerical simulation in the isolation section

感器之间的空气为超声速流,压力逐渐降低,而在经历 P_b 至 P_c 中的某一位置时转变为亚声速流,随后经由扩张流道逐渐减速加压,直至 P_c 的绝对压力约为 P_b 的2倍,流动参数关系为 $p_{Pc} > p_{Pa} > p_{Pb}$,结尾正激波位于b和c之间。

点火后,爆轰室会向上游隔离段诱导斜激波,并螺旋向上游传播,隔离段出口反压增大,导致隔离段内流场发生变化,因而a、b、c及空气入口处传感器测得的稳压均有所变化,流动参数关系为 $p_{Pc} > p_{Pb} > p_{Pa}$ 。对比工况1和工况2测得的信号可以发现,工况1中a、b、c及空气入口 P_i 处测得的稳压信号均分别高于工况2中的各传感器。其中,工况2中的 P_a 测得的喉道压力基本保持不变,工况1的 p_{Pa} 值则从0.07 MPa跃升至0.20 MPa以上,大于a处喉道的临界压力。因

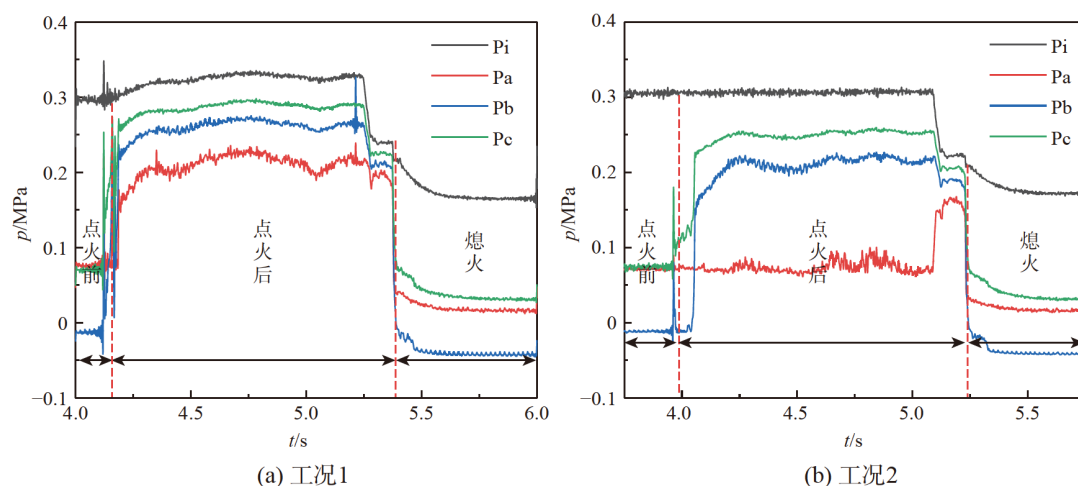


图15 工况1和工况2隔离段稳压信号

Fig.15 Steady state pressure signals of isolation sections in conditions 1 and 2

此,工况1隔离段扩张段内应不存在结尾正激波,隔离段内均为亚声速流。对于工况2,a处喉道依然保持壅塞,但 p_{Pc} 和 p_{Pb} 之间的差距相比点火前有所缩小,不满足正激波关系式;而 p_{Pb} (绝压0.32 MPa)和 p_{Pa} (绝压0.17 MPa)基本满足正激波关系式,说明点火后工况2隔离段内结尾正激波位置由bc段前移至ab段,但相比工况1未被顶出喉道。

仿真和试验对比结果表明,增大收敛喷管收敛比会增加爆轰室室压和隔离段出口反压,导致上游流场受诱导激波的影响程度增加,扰动增强,结尾正激波前移,隔离段稳定工作裕度降低。

4 结论

(1) 带收敛尾喷管的旋转爆轰室内基本为亚声速流,收敛段会产生反射激波向爆轰室入口传播,干扰流场,随着收敛比的增大,爆轰波高度降低,流场整体马赫数降低。

(2) 喷管喉道面积对旋转爆轰燃烧性能也有重要影响。数值模拟及试验结果表明,增大收敛比,波速略有提升。在仿真结果中波速由1 891 m/s提升至1 899 m/s,而在试验中则由1 670 m/s提升至1 686 m/s,沿程总压及燃料比冲更高,燃烧效率有所提升。

(3) 增大收敛喷管收敛比会导致隔离段内结尾正激波前移,稳定工作裕度下降。因此,在提升爆轰室性能的同时,还应关注爆轰室反压对上游流场的影响,避免产生进气道不启动等不利因素。

参考文献:

- [1] ANDERSON W S, HEISTER S D. Response of a liquid jet in a multiple-detonation driven crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 35(2): 303–312.
- [2] BRAUN J, SARACOGLU B H, PANIAGUA G. Unsteady performance of rotating detonation engines with different exhaust nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 33(1): 121–130.
- [3] GOLDENSTEIN C S, ALMODÓVAR C A, JEFFRIES J B, et al. High-bandwidth scanned-wavelength-modulation spectroscopy sensors for temperature and H₂O in a rotating detonation engine[J]. Measurement Science and Technology, 2014, 25(10): 105104.
- [4] FALEMPIN F, LE NAOUR B. R&T effort on pulsed and continuous detonation wave engines[R]. AIAA 2009-7284, 2009.
- [5] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 445–453.
- [6] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A. Continuous spin detonation of poorly detonable fuel-air mixtures in annular combustors[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2017, 899(4): 042002.
- [7] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F, et al. Scaling factor in continuous spin detonation of syngas-air mixtures[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2017, 53(2): 187–198.
- [8] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Large-scale hydrogen-air continuous detonation com-

- bustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015,40(3):1616–1623.
- [9] SMIRNOV N N, NIKITIN V F, STAMOV L I, et al. Rotating detonation in a ramjet engine three-dimensional modeling[J]. Aerospace Science and Technology, 2018,81:213–224.
- [10] HIGASHI J, NAKAGAMI S, MATSUOKA K, et al. Experimental study of the disk-shaped rotating detonation turbine engine[R]. AIAA 2017-1286, 2017.
- [11] GOTO K, NISHIMURA J, HIGASHI J, et al. Preliminary experiments on rotating detonation rocket engine for flight demonstration using sounding rocket[R]. AIAA 2018-0157, 2018.
- [12] GAWAHARA K, NAKAYAMA H, KASAHARA J, et al. Detonation engine development for reaction control systems of a spacecraft[R]. AIAA 2013-3721, 2013.
- [13] ZHENG Yushan, WANG Chao, WANG Yuhui, et al. Numerical research of rotating detonation initiation processes with different injection patterns[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019,44(29):15536–15552.
- [14] 严宇, 张锋, 洪流, 等. 旋转爆震发动机中爆震波不稳定传播特性实验研究[J]. 推进技术, 2017,38(12):2797–2804.
- YAN Yu, ZHANG Feng, HONG Liu, et al. Experimental research on unsteady propagation properties of detonation waves in rotating detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(12):2797–2804. (in Chinese)
- [15] 张树杰, 张立锋, 姚松柏, 等. 当量比对连续旋转爆轰发动机的影响研究[J]. 兵工学报, 2017,38(S1):1–7.
- ZHANG Shujie, ZHANG Lifeng, YAO Songbai, et al. Numerical investigation on rotating detonation engine with varying equivalence ratios[J]. Acta Armamentarii, 2017,38(S1):1–7. (in Chinese)
- [16] YAO Songbai, TANG Xinmeng, LUAN Mingyi, et al. Numerical study of hollow rotating detonation engine with different fuel injection area ratios[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017,36(2):2649–2655.
- [17] 王迪, 周进, 林志勇. 煤油两相连续旋转爆轰燃烧室工作特性试验研究[J]. 推进技术, 2017,38(2):471–480.
- WANG Di, ZHOU Jin, LIN Zhiyong. Experimental investigation on operating characteristics of two-phase continuous rotating detonation combustor fueled by kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(2):471–480. (in Chinese)
- [18] 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)单波模式下的推力[J]. 推进技术, 2015,36(4):495–503.
- LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Thrust measurement of H_2 /air continuous rotating detonation engine (I) thrust under single-wave mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(4):495–503. (in Chinese)
- [19] 马虎, 武晓松, KINDRACKI J, 等. 分开喷注方式下旋转爆震发动机三维数值模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2016,22(1):9–14.
- MA Hu, WU Xiaosong, KINDRACKI J, et al. Three-dimensional numerical simulation of rotating detonation engine with separate injection[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2016,22(1):9–14. (in Chinese)
- [20] 马虎, 封锋, 武晓松, 等. 压力条件对旋转爆震发动机的影响[J]. 弹道学报, 2012,24(4):94–98.
- MA Hu, FENG Feng, WU Xiaosong, et al. Effect of pressure condition on rotating detonation engine[J]. Journal of Ballistics, 2012,24(4):94–98. (in Chinese)
- [21] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures[J]. Aerospace Science and Technology, 2015,43:445–453.
- [22] ZHANG Hailong, LIU Weidong, LIU Shijie. Experimental investigations on H_2 /air rotating detonation wave in the hollow chamber with Laval nozzle[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017,42(5):3363–3370.
- [23] 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.
- [24] ANAND V, ST GEORGE A C, GUTMARK E J. Hollow rotating detonation combustor[R]. AIAA 2016-0124, 2016.
- [25] TANG Xinmeng, WANG Jianping, SHAO Yetao. Three-dimensional numerical investigations of the rotating detonation engine with a hollow combustor[J]. Combustion and Flame, 2015,162(4):997–1008.
- [26] YAO Songbai, TANG Xinmeng, WANG Jianping, et al. Three-dimensional numerical study of flow particle paths in rotating detonation engine with a hollow combustor[J]. Combustion Science and Technology, 2017,189(6):965–979.

- [27] STODDARD W A, ST GEORGE A C, DRISCOLL R B, et al. Experimental validation of expanded centerbodyless RDE design[R]. AIAA 2016-0128, 2016.
- [28] STODDARD W, GUTMARK E J. Numerical investigation of centerbodyless RDE design variations[R]. AIAA 2015-0876, 2015.
- [29] RANKIN B A, HOKE J L, SCHAUER F R. Periodic exhaust flow through a converging-diverging nozzle downstream of a rotating detonation engine[R]. AIAA 2014-1025, 2014.
- [30] 应卓君. 高性能旋转爆震燃烧室及其与压气机匹配特性分析[D]. 南京:南京理工大学, 2021.
- YING Zhuojun. Analysis of high performance rotating detonation combustor and its matching characteristics with compressor[D]. Nanjing: Nanjing University, 2021. (in Chinese)
- [31] 张 锋, 杨伟东, 胡洪波, 等. 氧化亚氮/乙烯推进剂预混燃烧特性试验研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 41-47.
- ZHANG Feng, YANG Weidong, HU Hongbo, et al. Experimental investigation of premixed combustion characteristics of N_2O/C_2H_4 propellants[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 41-47. (in Chinese)