

喷管对旋转爆震发动机性能影响的实验

高 剑¹, 马 虎¹, 裴晨曦², 武晓松¹, 徐 灿¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 上海航天技术研究院 上海航天动力技术研究所, 上海 201109)

摘 要: 为了研究喷管对旋转爆震发动机(RDE)性能的影响,设计了 RDE 推力测试台, RDE 环形燃烧室的内径和外径分别为 70 mm 和 80 mm, 长度为 40 mm, 以氢气和空气分别作为燃料和氧化剂, 采用环缝-喷孔对撞式掺混方式, 使用高能火花塞点火, 并用压电式压力传感器测量推力, 实验研究在燃烧室出口安装收敛喷管、扩张喷管以及拉瓦尔喷管对发动机工作性能的影响. 结果表明, 入口总质量流量小于 0.126 kg/s 时, 在发动机稳定工作的工况范围内, 收敛喷管对发动机推进性能的提高最为明显. 爆震波的传播速度及 RDE 的推进性能随着入口质量流量的增大而逐渐提高, 而当量比则存在一个最佳值, 使爆震波的传播速度及 RDE 的推力达到最大. 基于混合物的比冲最高能够达到 95.21 s.

关 键 词: 旋转爆震; 分开喷注; 喷管; 推力; 比冲

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Experiment of effect of nozzle shapes on the performance of rotating detonation engine

GAO Jian¹, MA Hu¹, PEI Chen-xi², WU Xiao-song¹, XU Can¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute,

Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to study the effect of different nozzles on the performance of rotating detonation engine (RDE), a thrust test bed of RDE was designed. The inside and outside diameters of RDE combustor were 70 mm and 80 mm, respectively. The length of the combustor was 40 mm. H_2 and air were used as fuel and oxidant respectively. The fuel and oxidizer were separately supplied through arrays of orifices and slot, respectively with impinging jets to promote the mixing. The RDE was ignited by the high-energy spark plugs and the thrust was measured with a piezoelectric force sensor. In these experiments, the working performance of the engine with converging nozzle, diverging nozzle and the Laval nozzle was studied. The results show that: within RDE stability work scope, the converging nozzle is better than others in improving thrust performance when inlet mass flow rate is less than 0.126 kg/s. Detonation wave velocity and the thrust performance of RDE increases with the increase of inlet mass flow rate. Detonation wave velocity and thrust of RDE all reach maximum when equivalence ratio reaches an optimal value. Specific impulse of RDE based on the mixture can

收稿日期: 2015-06-30

基金项目: 国家自然科学基金(51376091); 江苏省自然科学基金(BK20150782);

中央高校基本科研业务费专项资金(30915118836)

作者简介: 高剑(1986—), 男, 河南商丘人, 硕士生, 研究方向为旋转爆震发动机. E-mail: gaojian043@163.com

通讯作者: 马虎(1986—), 男, 安徽滁州人, 讲师, 博士, 研究方向为爆震燃烧推进. E-mail: mahuokok@163.com

reach 95.21 s.

Key words: rotating detonation; separate injection; nozzle; thrust; specific impulse

经过近百年的发展,要大幅提高基于等压燃烧方式的燃气涡轮、涡扇发动机的推进热效率已经变得十分困难.与传统发动机相比,爆震发动机具有热循环效率高、热量释放速率快、结构简单、推质比高、比冲大、噪声较小、成本低等众多优点,这对于开发新型高效航空航天发动机极具吸引力^[1-2].因此从爆燃到爆震燃烧形式的转变必将成为航天化学推进领域的一个发展趋势.

爆震发动机有多种实现形式:脉冲爆震发动机(pulsed detonation engine, PDE)、斜爆震发动机(oblique detonation engine, ODE)、超声速脉冲爆震冲压发动机(supersonic pulsed detonation ramjet engine, SPDRE)以及旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)等^[3].其中本文研究的 RDE 工作原理如图 1 所示.

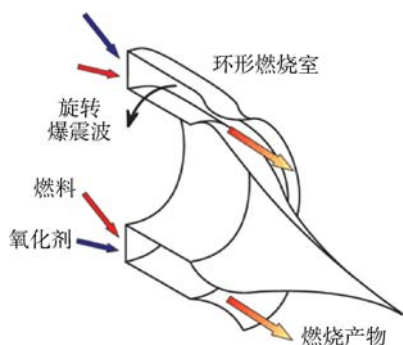


图1 RDE 流场结构示意图

Fig. 1 Flow field structure of RDE

RDE 采用的是环形燃烧室,空气从环形燃烧室一端的环缝喷入,氢气通过同一端内壁的小孔喷入,通过高能火花塞点火,在燃烧室头部形成一个或多个爆震波沿周向旋转传播,高压爆震产物迅速膨胀,从燃烧室另一端高速排出,从而产生推力. RDE 无需高速来流和不停顿的点火,对推进剂供给系统和点火系统没有过高的要求,既可以零起动,也不产生因爆震出口而诱导的噪声,爆震产物的污染也很小,并且还可通过加装尾喷管或者调节不同周向位置处的反应物质量流量来实现推力矢量控制^[4-5],故 RDE 具有广阔的应用前景.

RDE 的研究开始于 20 世纪 50 年代,苏联拉夫连季流体力学学院通过圆盘形实验装置完成了乙炔-氧气预混气体的连续旋转爆震实验^[6].此后,许多机构开展了大量关于 RDE 的数值模拟研

究^[7-14]和实验研究^[15-21].数值模拟研究方面,Yi 等人通过三维数值模拟研究了喷管的结构、扩展角度以及长度对发动机推进性能的影响,结果表明当喷管扩展角度为 10° 、长度为 40 mm 时,发动机推进性能达到最佳^[7]. SHAO Yetao 等人通过三维数值模拟研究拉瓦尔喷管、收敛喷管、扩张喷管以及平直喷管(不加喷管)对发动机推进性能的影响,研究表明,喷管能够很大程度上提高发动机的推进性能,其中拉瓦尔喷管对发动机推进性能的提升最为明显^[8].实验研究方面,Kindracki 等人为了探索 RDE 应用于航空发动机的可能性,设计加工了两种尺寸的发动机,其中一种燃烧室内径和外径分别为 38 mm 和 46 mm;另一种为 140 mm 和 150 mm,并且两种发动机在燃烧室出口均可以安装塞式喷管,用甲烷、乙烷以及丙烷作为燃料,以氧气作为氧化剂,实验研究发动机的点火特性、发动机稳定工作的燃烧室最小临界长度以及改变推进剂成分时发动机工作性能的变化,并且实验得到当发动机加装扩张比为 3.5 的塞式喷管时,其比冲最大可以达到 150 s 左右^[15].林伟等人对连续旋转爆震波以单波模态和双波模态稳定自持的典型波形特征和时域、频域特征进行了研究,直接测量了模型发动机工作在两种模态下产生的一维推力,两种工作模态下模型发动机基于混合物的比冲分别达到了 72.34 s 和 102.3 s^[16-17].Frolov 等人研究发现随着空气入口喉部尺寸的增大,爆震波波头个数减少,而在燃烧室出口处加装喷管会增大推力和波头个数^[18].Rankin 等人在发动机燃烧室出口处安装了一个以圆锥体作为中心体的收敛-扩张喷管,以氢气作为燃料,空气作为氧化剂,当量比保持在 1.2~1.9 之间,实验结果表明,加装这种喷管后,极大的改善了 RDE 内部流场周期振荡的特性^[19].

尽管国内外对 RDE 的研究不断深入,但目前针对于加装不同尾喷管的 RDE 的实验研究还是很少.本文在以往国内外相关研究成果的基础上,搭建推力测试台,通过大量实验来研究收敛喷管、扩张喷管以及拉瓦尔喷管对 RDE 工作性能的影响、安装不同喷管的 RDE 在反应物当量比以及入口质量流量改变时其推进性能的变化规律.

1 实验系统介绍

连续 RDE 实验系统主要由 4 个部分组成,分

别为推力测试台、模型发动机、推进剂供给系统以及控制和数据采集系统,如图 2 所示。

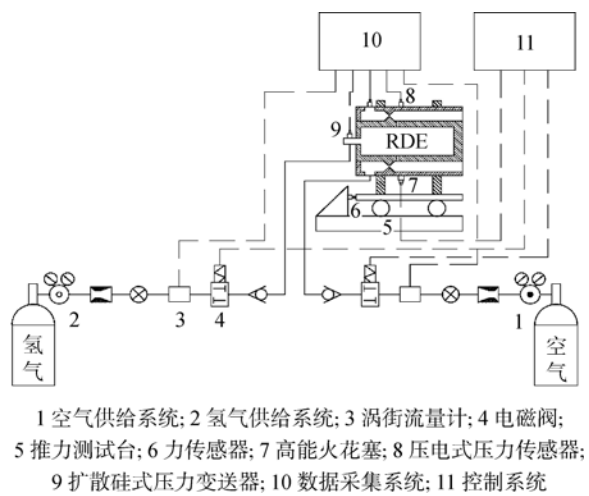


图 2 实验系统示意图
Fig. 2 Schematic diagram of the experiment system

1.1 推力测试台

采用推力测试台来进行 RDE 的推力测试实验,如图 2 所示,推力测试台主要包括静架和动架,静架是由钳工平台、承力墩和一对平行安装的高精度直线导轨组成,动架则是一个安装在一对直线轴承上的滑动平台,RDE 通过 V 形架固定在推力测试台的动架上,动架及发动机能够自由地沿轴向双向移动。由于 RDE 工作时产生的推力是偏心的,且力的作用点是快速移动的,所以发动机工作时势必会产生振动和力矩。本实验中采用高精度钳工平台作为推力测试台的底座平面,采用直线导轨和直线轴承来实现静架和动架的连接,直线轴承的长度为 130 mm,摩擦因数为 0.002~0.003,这样就可以尽量减小振动和偏心力矩对测量结果的影响,保证实验过程中只有轴向推力施加在力传感器上。动架及 V 形架均选用密度较小的铝材,以减小其惯性。与发动机相连的那一段推进剂供给管路均选用带加强尼龙的硅胶材质软管,且供给管路、控制及采集电缆线均悬挂在发动机正上方,在发动机径向方向与 RDE 连接在一起,类似于小位移的弹道摆,从而最大程度地降低管路和电缆线作用在发动机轴向方向上的力,减少其对推力测量的影响。选用的力传感器为压电式压力传感器,固有频率为 50 kHz,线性度 $\leq 1\%$ FS(full scale),重复性 $< 1\%$ FS,可用于测量高频的压缩力和拉伸力。

1.2 RDE 模型

模型发动机环形燃烧室内径和外径分别为 70 mm 和 80 mm,长度为 40 mm,燃烧室出口直接与外部大气相通。在燃烧室尾部可以分别安装收敛喷管、扩张喷管和拉瓦尔喷管,由于燃烧室长度的改变对发动机推进性能的影响不大,且 3 种喷管的轴向长度仅为 7.71 mm,所以在对比安装 3 种喷管后的发动机与不加喷管时的工作性能时,因燃烧室长度的变化而产生的影响可以忽略不计。4 种 RDE 燃烧室截面示意图如图 3 所示,喷管的基本参数如表 1 所示。

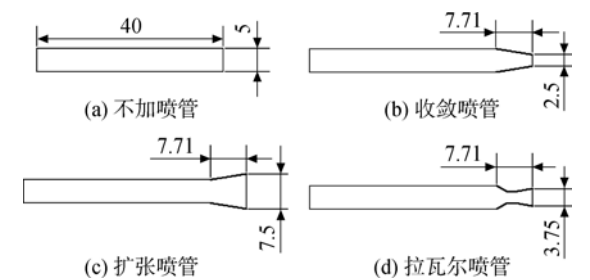


图 3 4 种 RDE 燃烧室截面图(单位:mm)
Fig. 3 Cross-sections of four RDE combustors (unit:mm)

表 1 喷管的尺寸参数
Table 1 Parameters of nozzles

喷管	长度/mm	喉部宽度/mm	出口宽度/mm	扩张比/收缩比
扩张喷管	7.71		7.5	1.5
收敛喷管	7.71		2.5	0.5
拉瓦尔喷管	收敛段:2.16 扩张段:3.55	2.5	3.75	收敛段:0.5 扩张段:1.5

在发动机空气集气腔和氢气集气腔各布置一个压力变送器,用于测量集气腔压力信号。在发动机燃烧室外壁上布置有两个压电式压力传感器测压孔,用于测量燃烧室内爆震波的压力信号,两个测压点(P_1 , P_2)与等直环形燃烧室入口的轴向距离分别为 8 mm 和 13 mm,周向方向角度为 120° 。压电式压力传感器的响应时间小于等于 2 μ s,自振频率大于 100 kHz。

推进剂采用非预混喷注方式,空气由发动机头部集气腔经过收敛-扩张环缝进入燃烧室,氢气通过 90 个均匀分布在燃烧室内壁面的喷孔进行填充。

1.3 推进剂供给系统

本实验中采用氢气作为燃料,用空气作为氧

化剂,采用高压氢气瓶和空气瓶为实验系统提供实验工质,如图2所示,空气和氢气供给系统均是由高压气源、减压阀、限流喉道、球阀、电磁阀和单向阀组成,可以满足大流量工质供应的要求.实验中通过限流喉道和涡街流量计双重流量计量装置共同确保准确的推进剂供应,通过调节空气和氢气供给管路上的减压阀出口压力,来调节推进剂的质量流量和当量比.

1.4 控制和采集系统

如图2所示,本实验控制系统主要是实现对电磁阀和高能火花塞的时序控制,数据采集系统主要是实现对空气集气腔和氢气集气腔压力信号、燃烧室内旋转爆震波压力信号以及RDE轴向推力信号的测量和采集.

本文采用高能火花塞来实现RDE点火,点火器垂直安装在RDE的外壁上,点火头探入环形燃烧室中,直接点燃燃烧室里的可燃混合物.在空气和氢气供给管路中分别安装有一个电磁阀,用来控制供给管路的通断.实验时采用课题组自行开发的单片机控制回路对推进剂的供给和点火时刻进行控制,电磁阀通气时间一般设置为0.4 s.对高能火花塞和电磁阀的控制时序如图4所示.

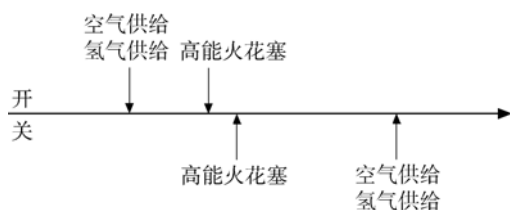


图4 控制时序

Fig. 4 Time sequence

在发动机的空气集气腔和氢气集气腔分别安装一个扩散硅式压力变送器,用于采集集气腔内压力的变化.采用压电式压力传感器测量RDE燃烧室内的瞬态高频爆震波压力,压电式压力传感器响应时间小于等于 $2\mu\text{s}$,固有频率大于100 kHz,传感器输出的电荷信号首先通过专用数据线输入到电荷放大器中,由电荷放大器将电荷信号转变为相应的电压信号. RDE推力采用力传感器直接测量法,同样,力传感器输出的电荷信号首先通过专用数据线输入到配套的准稳态电荷放大器中,由准稳态电荷放大器将电荷信号转变为相应的电压信号.电阻应变片式压力变送器、压电式压力传感器和力传感器的信号最终均通过NI (National Instruments)公司X系列多功能高频

压力采集模块进行采集,NI高频数据采集系统采用NI-STC3定时、同步技术与USB总线技术,单通道采样频率高达 $2\times 10^6\text{ sample/s}$,共8路通道同步模拟输入,并具有16位的analog digital converter (ADC)分辨率,能够保证压力信号和推力信号的真实性.

1.5 推力测试的误差分析

实验中,推力测试的误差主要来自于直线导轨的摩擦力、推进剂供给管道和电气线路的牵制力、气体质量流量测定误差、传感器和数据采集模块的失真、数据传输过程中受到的干扰以及发动机工作过程中产生的振动和偏心等,在1.2至1.4节中分别介绍了改善推力测试误差的措施.最终,在完成推力测试台搭建后,采用测量精度为0.05 N的电子秤对推力测试台的测量误差进行了测试,得到推力测试台的静摩擦力在1.5~2 N之间(静摩擦力对实验结果的对比分析影响不大),力传感器测量结果与电子秤测量结果之间的误差在2%左右,本实验中测量到的最大推力为140 N,其最大误差不大于3 N,因此整个推力测量系统的精度可以满足实验要求.

2 实验结果与分析

设计加工了3种喷管:收敛喷管、扩张喷管以及拉瓦尔喷管,实验时分别安装在RDE燃烧室出口处.

2.1 实验过程分析

根据实验安排,在RDE燃烧室出口处安装一种喷管,检查确保实验装置完备,而后根据入口质量流量和当量比的需求分别调节空气和氢气供给管路上减压阀出口的压力,打开数据采集系统,使其能够记录整个实验过程,按照图4中的控制时序,同时打开空气和氢气供给管路上的电磁阀给RDE供气,一段时间后触发高能火花塞点火,RDE开始工作,0.4 s后关闭电磁阀,停止给RDE供气,RDE熄火,关闭数据采集系统,查看实验数据.以燃烧室出口加装收敛喷管,空气和氢气质量流量分别为 0.1021 kg/s 和 0.005 kg/s 的实验为例,其实验数据如图5所示.

图5(a)为空气和氢气集气腔压力曲线,图5(b)为高频压电式传感器测得的燃烧室 P_1 和 P_2 点的爆震波压力曲线,图5(c)为力传感器测得的发动机推力曲线.通过图5(a)可以看到,实验中开始给发动机供气时,空气和氢气集气腔的压力

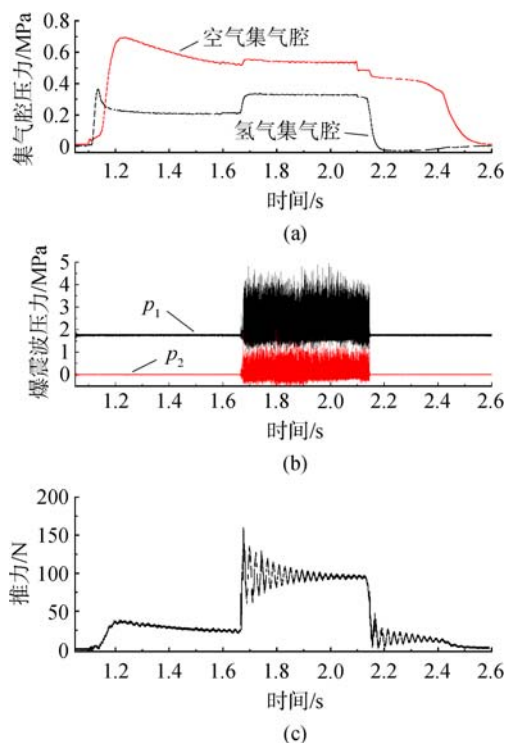


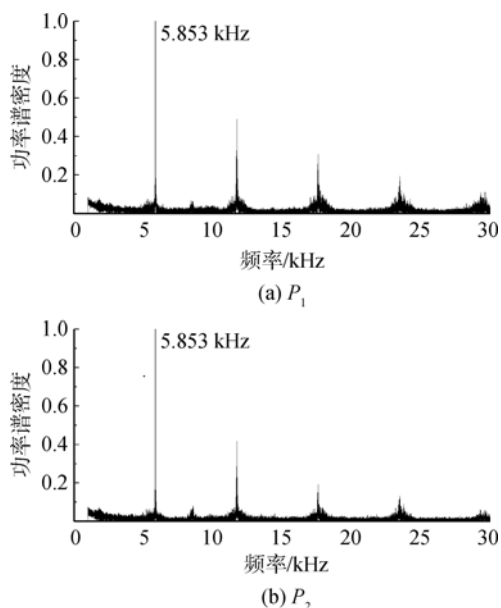
图5 实验数据的采集

Fig. 5 Data acquisition of the experiment

分别快速增大到 0.7 MPa 和 0.38 MPa, 然后又分别逐渐稳定在 0.51 MPa 和 0.21 MPa, 而后高能火花塞点火, 此时由于爆震波后的气体压力比集气腔压力高很多, 造成部分环缝-小孔喷注的阻塞, 最终导致空气和氢气集气腔的压力突增并分别稳定在 0.53 MPa 和 0.31 MPa, 0.4 s 后电磁阀关闭, 停止给发动机供气, 氢气集气腔压力快速归零, 而空气集气腔压力则是缓慢下降到零位, 这是由于空气供给管路电磁阀后的管路段比氢气的长, 而且实验中空气供给管路中的气体压力和质量流量比氢气的大得多, 所以导致电磁阀关闭后空气供给管路中有一部分剩余气体继续排出, 使发动机空气集气腔压力下降缓慢, 而氢气供给管路中只有极少量的剩余气体, 所以氢气集气腔压力快速归零, 此时由于氢气流量的快速下降, 导致氢气/空气混合物当量比已不再满足爆震波稳定发展的要求, 因此从图 5(b) 和图 5(c) 可以看到, 发动机随着氢气集气腔压力的快速下降而熄火, 此时继续排出的空气则起到将发动机燃烧室内的残余气体全部排空的作用, 为下一次实验做好准备. 通过图 5(b) 可以判断爆震波瞬时压力和瞬时速度的大小以及爆震波形的好坏, 从而初步判断发动机的工作状况. 在当前工况下, 可以看到 P_1 和 P_2 点的爆震波压力整体比较稳定, 放大爆震

波曲线, 可以看到爆震波形较好, 上游和下游的爆震波波峰压力分别为 2.2 MPa 和 1.2 MPa, 压力信号频率在 5.8 kHz 以上, 由此可以初步断定在该工况条件下模型发动机环形燃烧室内实现了旋转爆震波的稳定旋转传播, 并且由图 5(b) 可以看出 P_1 点的爆震压力比 P_2 点高很多, 这是由于本实验中在发动机燃烧室出口处安装了收敛喷管, 造成了燃烧室内平均压力的升高, 在入口质量流量和当量比都保持不变的情况下, 爆震波轴向高度降低, 在当前工况下, 爆震波轴向高度已经降低到了 P_2 测压点之前, 但仍在 P_1 测压点之后, 从而导致 P_2 点的爆震压力比 P_1 点低很多. 通过图 5(c) 可以看到, 实验中开始给发动机供气时, 由于推进剂自身动量的原因, 使发动机有一个小的稳定推力, 点火后, 由于发动机燃烧室内充满了可燃气体, 发动机推力首先会有一个冲击, 而后振荡趋于一个相对稳定的值, 当前工况下, 安装收敛喷管的发动机推力可以达到 95 N, 基于混合物的比冲为 90.54 s.

为了进一步判断发动机工作状态和分析发动机的工作性能, 对燃烧室内高频压力信号进行频域分析, 通过快速傅里叶变换 (FFT) 得到高频压力信号的一次主频, 由此计算得到爆震波的传播速度, 进而可以对发动机的工作性能做进一步分析. 如图 6 所示, 在当前工况下, FFT 得到的 P_1 和 P_2 点的燃烧室内高频压力信号的一次主频均

图6 信号 P_1 和 P_2 的 FFT 结果(收敛喷管)Fig. 6 FFT results of signal P_1 and P_2
(converging nozzle)

为 5.853 kHz, 计算得到爆震波平均传播速度为 1379 m/s, 且通过图 5 可以看到燃烧室内压力信号的主频分布比较集中, 且 P_1 和 P_2 点的高频压力信号 FFT 结果完全一致, 由此可以判断在当前工况下可以实现发动机的稳定工作。

2.2 安装不同喷管的 RDE 在相同质量流量不同当量比条件下的推进性能

由于本实验中空气质量流量均比氢气质量流量高出 1~2 个数量级, 因此当固定空气质量流量而只改变氢气质量流量时, 可以近似认为推进剂总的质量流量是不变的, 此时由于推进剂总的质量流量的改变而对发动机工作性能产生的影响可以忽略不计。

本文将空气质量流量固定在 0.0669 kg/s, 调节氢气质量流量从而改变反应物当量比, 并依次在发动机燃烧室出口处安装收敛喷管、扩张喷管以及拉瓦尔喷管, 考察随着反应物当量比的改变, 安装了不同喷管的 RDE 推进性能的变化规律, 并将其与不加喷管的 RDE 推进性能进行对比, 实验结果统计如图 7~图 12。

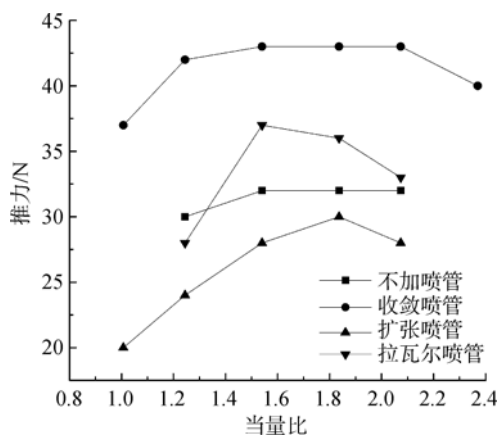


图 7 推力随当量比的变化

Fig. 7 Thrust as the change of equivalent ratio

其中图 7 描述的是反应物当量比改变时, 分别安装了 3 种喷管的 RDE 和不加喷管的 RDE 轴向推力的变化趋势。可以看出随着当量比的增大, 这 4 种 RDE 的推力均逐渐增大, 当反应物当量比增大到 1.541~1.837 时, 这 4 种 RDE 推力都达到最大值, 分别为: 43, 30, 37 N 和 32 N, 而后若继续增大当量比, RDE 推力的变化均趋于平缓或者下降。在整个 RDE 能够稳定工作的当量比范围内, 4 种 RDE 推力的变化幅度分别为: 6, 6, 9, 2 N, 即当量比在 1.541~1.837 时 4 种 RDE 推力分别提升了 16.2%, 25%, 32.1% 和 6.7%。图 8

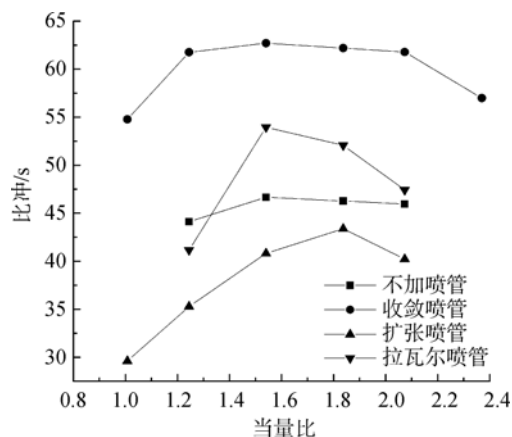


图 8 比冲随当量比的变化

Fig. 8 Specific impulse as the change of equivalent ratio

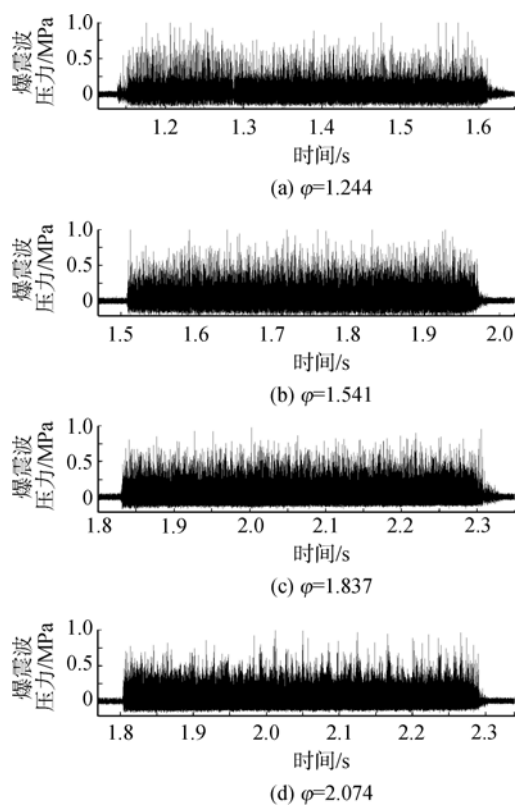


图 9 P_1 处压力曲线(扩张喷管)

Fig. 9 Pressure history of P_1 (diverging nozzle)

描述的是当量比改变时, 4 种 RDE 的比冲(基于混合物)的变化趋势。由图 7 和图 8 可以看出, 当量比的改变对这 4 种 RDE 推力和比冲的影响的趋势是一致的, 并且安装喷管后, 这一影响的效果更加明显。

从图 7 和图 8 还可以发现, 空气质量流量稳定在 0.0669 kg/s 不变时, 在整个发动机能够稳定工作的当量比范围内, 收敛喷管对发动机推进性能的提升效果是最为明显的, 当量比为 1.541

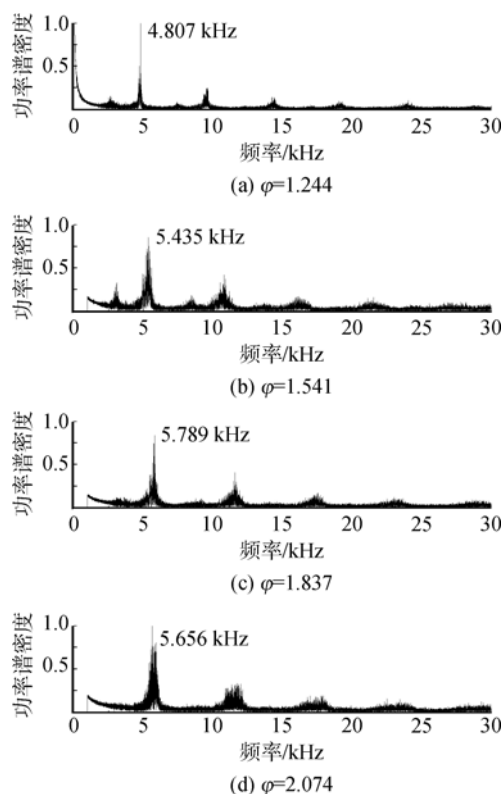


图 10 图 9 中压力曲线的 FFT 结果

Fig. 10 FFT results of pressure history in Fig. 9

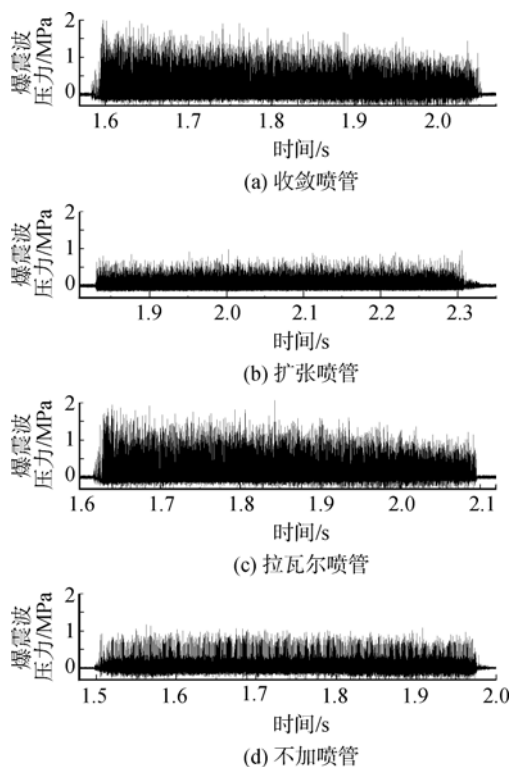
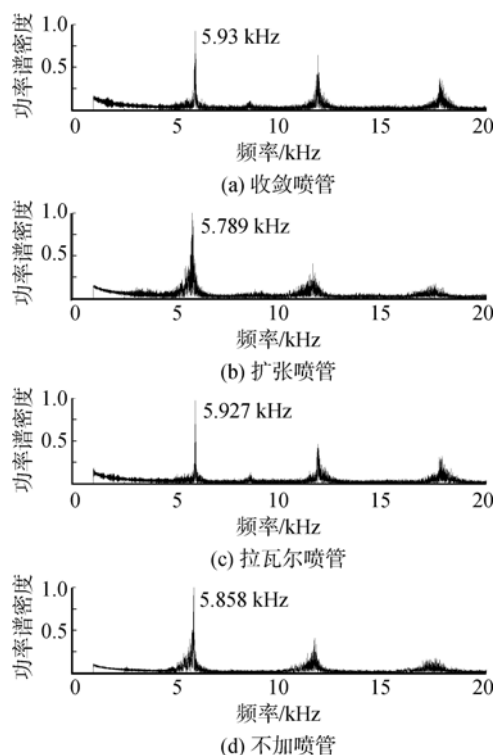
图 11 P_1 处压力曲线Fig. 11 Pressure history of P_1 

图 12 图 11 中压力曲线的 FFT 结果

Fig. 12 FFT results of pressure history in Fig. 11

时,安装收敛喷管的发动机比不安装喷管的发动机的推力和比冲分别提高了 11 N 和 16.04 s,提升幅度达到了 34.4%;拉瓦尔喷管对发动机推进性能也有一定的提升作用,推力和比冲的提升幅度分别为 5 N 和 7.29 s,提升幅度为 15.6%;而安装扩张喷管则降低了发动机的推进性能。

图 9 描述的是安装了扩张喷管的发动机,当量比 φ 分别为 1.244, 1.541, 1.837, 2.074 时的爆震波压力信号,可以看到随着当量比的不断增大,爆震波的波峰压力值表现出先升高后降低的趋势,并在当量比为 1.541~1.837 时达到最大值。图 10 显示的是分别对上述 4 个爆震波压力信号进行快速傅里叶变换得到的一次主频,可以看到 4 个压力信号的一次主频分别为 4.807, 5.435, 5.789, 5.656 kHz, 相应的爆震波平均速度分别为 1133, 1281, 1364, 1333 m/s, 可以看到当量比为 1.541 时,爆震波传播速度达到最大值,这与发动机推力和比冲取得最大值时的当量比范围一致。分析其原因,是因为针对于爆震波传播,每一种燃料和氧化剂的组合均存在一个最佳当量比范围,在这个范围内,爆震参数能够达到一个最大值,发动机推进性能也达到最佳,而在这个最佳当量比范围之外,都会因为反应物的稀释而不能获得最

佳爆震波特性和发动机的最佳推进性能. 在本文实验中, 空气/氢气组合的推进剂最佳当量比范围在 1.541~1.837 之间.

图 11 给出了空气质量流量稳定在 0.066 9 kg/s, 当量比为 1.541 时, 安装不同喷管的发动机燃烧室 P_1 测压点处的爆震波压力信号. 可以看出, 与不安装喷管时相比, 安装收敛喷管和拉瓦尔喷管的发动机燃烧室内爆震波压力提高很大, 尤其是收敛喷管. 而安装扩张喷管则降低了燃烧室内的爆震波压力. 图 12 描述的是分别对图 11 中的 4 个爆震波压力信号进行快速傅里叶变换得到的一次主频, 可以看出 4 个压力信号的一次主频分别为 5.93, 5.789, 5.927, 5.858 kHz, 相应的爆震波平均速度分别为 1398, 1364, 1396, 1380 m/s, 可以看出, 与不安装喷管时相比, 安装收敛喷管和拉瓦尔喷管的发动机燃烧室内爆震波速度提高了, 而安装扩张喷管则降低了燃烧室内爆震波的传播速度, 但喷管对爆震波速度的影响程度有限.

由于爆震波在环形燃烧室内旋转传播, 造成燃烧室出口处气体的轴向速度在周向上分布不均, 其中斜激波后气体的速度最大, 并且沿着环形燃烧室周向方向逐渐降低, 在斜激波前, 气体轴向速度降到最低. 所以, 调整实验工况, 很容易实现在环形燃烧室出口, 有一段出口处的气体轴向速度为超声速, 而另一段则是处于亚声速状态, 而且随着实验工况的改变, 两种运动状态的气体所占的比例也是不断改变的. 在燃烧室出口安装喷管后, 同一种喷管对两种运动状态的气体的作用效果是截然相反的, 此时, 两种运动状态的气体所占比例的大小, 决定了喷管对发动机推进性能影响的整体效果.

本文实验中, 稳定空气质量流量在 0.066 9 kg/s 时, 即使调整氢气质量流量使发动机在最佳当量比范围内稳定工作, 环形燃烧室出口平面上也始终是亚声速流场占主导地位, 在燃烧室出口安装收敛喷管, 提高了燃烧室内爆震波的压力和速度, 而且可以使从燃烧室排出的绝大部分气体在收敛喷管内一直处于膨胀加速的状态, 从而使发动机推进性能得到大幅提高. 安装拉瓦尔喷管时, 也提高了燃烧室内爆震波的压力和速度, 并且在拉瓦尔喷管的收敛段, 绝大部分气体也是在不断的膨胀加速, 到达拉瓦尔喷管喉部时, 如果大部分气体未加速到当地声速, 那在流经拉瓦尔喷管扩张段时, 大部分气体将不断的压缩减速, 如果在拉瓦尔喷管喉部大部分气体加速到了当地声速,

那在拉瓦尔喷管扩张段中大部分气体将继续膨胀加速, 而后由于膨胀作用气体压力降低到小于当地大气压时, 喷管中的流动就处于过膨胀状态, 在喷管扩张段就会产生正激波或者在喷管出口处产生膨胀斜激波, 经过激波后, 气体压力升高, 气体流速急剧降低, 从而降低了发动机的推进性能, 影响了拉瓦尔喷管对发动机推力和比冲的提升效果. 值得注意的是, 当反应物当量比为 1.244 时, 安装拉瓦尔喷管的发动机推力和比冲比不安装喷管的发动机小, 这说明当量比为 1.244 时, 由于没有处在最佳当量比范围内, 造成了爆震强度不高, 燃烧室内部平均压力降低, 更多的气体在拉瓦尔喷管喉部未能加速到当地声速, 从而使大部分气体在拉瓦尔喷管扩展段中一直处于压缩减速的状态, 最终降低了发动机的推进性能. 在燃烧室出口安装扩张喷管时, 则降低了燃烧室内爆震波的压力和速度, 并且亚声速流动占主导地位的气体在扩张喷管中处于不断的压缩减速的状态, 从而降低了发动机的推进性能.

虽然 3 种喷管结构尺寸都很小, 特别是轴向长度仅仅为 7.71 mm, 但它们对发动机的推进性能都产生了很大的影响, 可以看到, 针对于 RDE, 安装合适种类和恰当尺寸的喷管, 对发动机推进性能的提升效果将是非常可观的.

2.3 安装不同喷管的 RDE 在相同当量比不同质量流量条件下的推进性能

当量比保持在 1.541 不变, 同时调节空气和氢气供给管路上减压阀出口压力, 逐渐增大空气和氢气的质量流量, 针对于安装收敛喷管、扩张喷管、拉瓦尔喷管和不安装喷管的发动机分别展开一系列的实验研究, 考察随着入口质量流量的改变, 安装不同喷管的发动机推进性能的变化规律, 并将其与不加喷管的发动机推进性能进行对比, 实验结果统计如图 13~图 16.

其中图 13 描述的是入口质量流量改变时, 4 种发动机轴向推力的变化趋势, 可以看出, 4 种发动机在各自的能够稳定工作的工况范围内, 随着入口质量流量的增大, 其推力都一直保持近似线性增大的趋势, 其中, 入口质量流量为 0.079 kg/s 时, 不加喷管和安装扩张喷管的发动机推力分别达到了最大值 40 N 和 32 N. 入口质量流量为 0.126 kg/s 时, 安装收敛喷管和拉瓦尔喷管的发动机推力分别达到了最大值 118 N 和 112 N. 图 14 描述的是质量流量改变时, 4 种发动机的比冲(基于混合物)的变化趋势, 同样可以看出, 随着入口

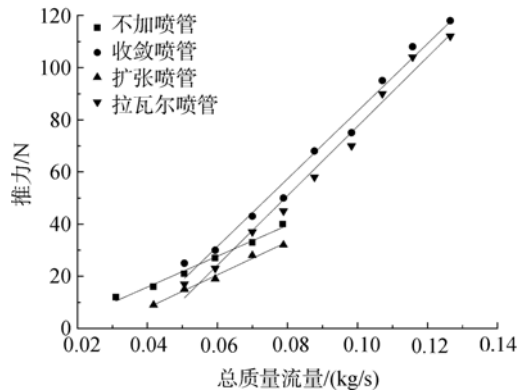


图 13 推力随总质量流量的变化

Fig. 13 Thrust as the change of total mass flow rate

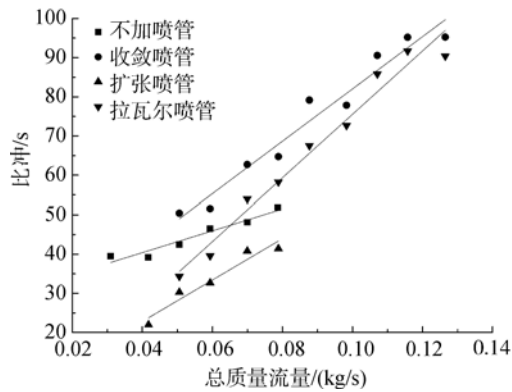


图 14 比冲随总质量流量的变化

Fig. 14 Specific impulse as the change of total mass flow rate

质量流量的增大, 4 种发动机比冲也都一直保持近似线性增大的趋势, 其中, 入口质量流量为 0.079 kg/s 时, 不加喷管和安装扩张喷管的发动机比冲分别达到了最大值 51.88 s 和 41.41 s , 入口质量流量为 0.116 kg/s 时, 安装收敛喷管和拉瓦尔喷管的发动机比冲分别达到了最大值 95.21 s 和 91.68 s 。

从图 13 和图 14 可以看出, 在发动机能够稳定工作的工况范围内, 安装收敛喷管的发动机推进性能始终为最佳, 具体分析与 3.2 节相似; 安装拉瓦尔喷管也在很大程度上提升了发动机的推进性能, 提升效果仅次于收敛喷管, 并且当入口质量流量在小于 0.059 kg/s 时, 安装拉瓦尔喷管的发动机推力和比冲比不安装喷管的发动机小, 具体分析可参考 3.2 节。

从图 13 和图 14 还可以发现, 当入口质量流量逐渐增大时, 虽然安装收敛喷管的发动机推力和比冲始终保持最大, 但是拉瓦尔喷管对发动机推进性能的提升效果增长的最快, 当入口质量流

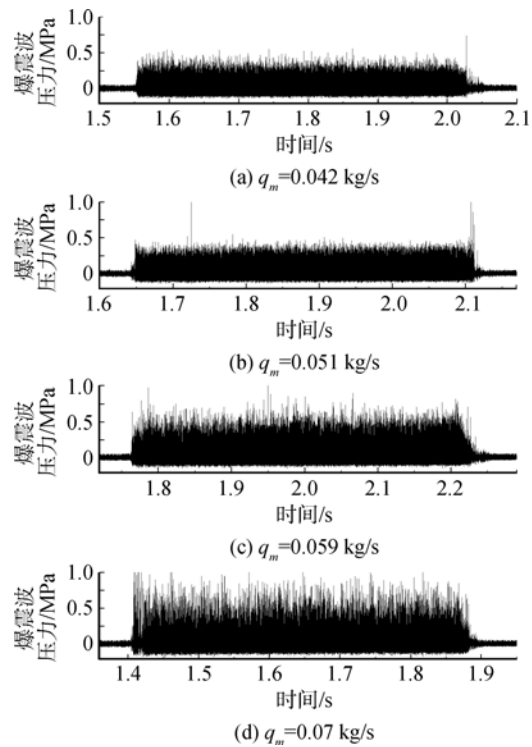
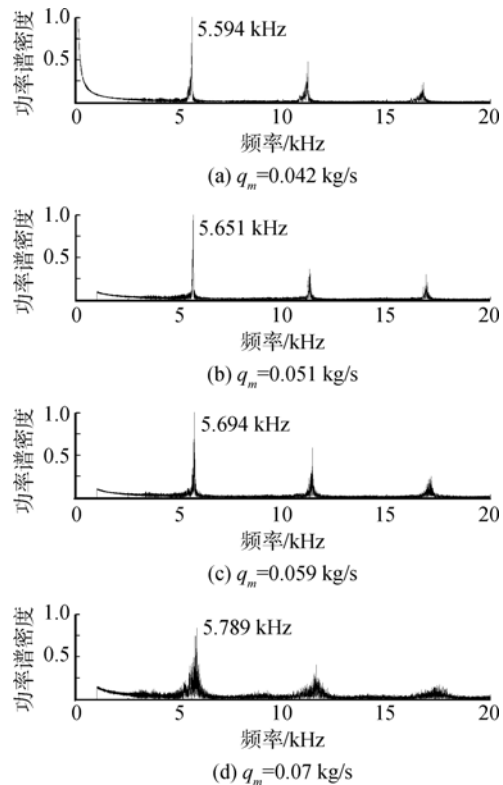
图 15 P_1 处压力曲线(扩张喷管)Fig. 15 Pressure history of P_1 (diverging nozzle)

图 16 图 15 中压力曲线的 FFT 结果

Fig. 16 FFT results of pressure history in Fig. 15

量增大到 0.116 kg/s 时,两种发动机的推力和比冲仅分别相差 4 N 和 3.52 s ,可以预见,如果继续增大入口质量流量到一定值时,拉瓦尔喷管对发动机推进性能的提升效果终会超过收敛喷管.这是因为随着入口质量流量的不断增大,收敛喷管出口平面上的气流速度会逐渐增大,能够达到当地声速的气体所占的比例逐渐增大,但是所有气体的流速又不会超过当地声速,而拉瓦尔喷管由于存在一段扩张段,所以随着入口质量流量的不断增大,拉瓦尔喷管出口平面上的气流速度也会逐渐增大,并且可以超过当地声速,达到超声速流动,故由于收敛喷管自身存在的局限性,随着入口质量流量的不断增大,拉瓦尔喷管对发动机推进性能的提升效果会逐渐赶上并超过收敛喷管.

图 15 描述的是安装扩张喷管的发动机,当量比保持在 1.541 不变,入口质量流量(q_m)分别为 $0.042, 0.051, 0.059, 0.07\text{ kg/s}$ 时的爆震波压力信号.可以看到随着入口质量流量的不断增大,爆震波的波峰压力值是在不断升高的.图 16 描述的是分别对图 15 中的 4 个爆震波压力信号进行快速傅里叶变换得到的一次主频,可以看出 4 个压力信号的一次主频分别为 $5.594, 5.651, 5.694, 5.789\text{ kHz}$,相应的爆震波平均速度分别为 $1318, 1332, 1342, 1364\text{ m/s}$,可以得出随着入口质量流量的增大,爆震波传播速度不断增大.这是由于入口质量流量的增大导致燃料和空气的压力提高,从而爆震波温度、压力和传播速度都会随之提高,最终提高了发动机的推进性能.

从文中 2.1~2.3 节中可以看出,实验中测量到的爆震波速度均在 1400 m/s 以下,而燃烧室长度为 90 mm 且不安装喷管,在空气质量流量为 0.12 kg/s 时,爆震波速度也只达到了 1696 m/s ,与理论 Chapman-Jouget(C-J)爆震波速度有一定的差距.这是由于本实验中空气/氢气采用环缝-小孔分开喷注的方式,燃料在燃烧室里边混合边燃烧,而实验中采用的发动机只经过初步设计用于探索研究,并未优化设计发动机的空气/氢气喷注结构,因此,空气/氢气的掺混效果并不是特别理想,这在很大程度上影响了爆震波的强度,从而影响了爆震波的传播速度.而发动机喷注结构的改进工作也已经展开,主要是通过改变空气/氢气的环缝-小孔的结构形式、相对位置以及喷注角度等来改善空气/氢气的掺混效果,进而提高发动机的工作性能.

3 结 论

通过上述实验主要得到以下结论:

1) 针对于本文的模型发动机,安装收敛、扩张、拉瓦尔喷管以及不安装喷管时, Air/H_2 组合的推进剂最佳当量比范围均在 $1.541\sim 1.837$ 之间,此时,4 种发动机推力及比冲均达到各自的最大值,爆震波的特性参数也取得最佳值.

2) Air 质量流量稳定在 0.0669 kg/s ,调节 H_2 质量流量从而改变反应物当量比,在发动机能够稳定工作的当量比范围内,收敛喷管对发动机推进性能的提升效果是最为明显的,拉瓦尔喷管也能够一定程度上提高发动机的推进性能,而扩张喷管则降低了发动机的推进性能.

3) 随着入口质量流量的增大,4 种发动机的推力及比冲均一直保持近似线性增大的趋势,爆震波的压力、频率及速度也都呈现逐渐增大的趋势.

4) 入口质量流量不大于 0.126 kg/s 时,在发动机能够稳定工作的工况范围内,安装收敛喷管的发动机的推进性能一直保持最佳,而随着入口质量流量的增大,安装拉瓦尔喷管的发动机的推力及比冲增长得最快,所以可以预见随着入口质量流量的进一步增大,拉瓦尔喷管对发动机推进性能的提升效果最终会赶上并超过收敛喷管.

参考文献:

- [1] 邵业涛,王健平,唐新猛,等.连续旋转爆震发动机流场三维数值模拟[J].航空动力学报,2010,25(8):1717-1722.
SHAO Yetao, WANG Jianping, TANG Xinmeng, et al. Three-dimensional numerical simulation of continuous rotating detonation engine flowfields[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1717-1722. (in Chinese)
- [2] 卓长飞,武晓松,封锋,等.旋转爆震发动机工作过程的数值模拟[J].推进技术,2014,35(4):1707-1714.
ZHUO Changfei, WU Xiaosong, FENG Feng, et al. Numerical simulation of the operation process of rotating detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 1707-1714. (in Chinese)
- [3] 刘世杰.连续旋转爆震波结构、传播模式及自持机理研究[D].长沙:国防科学技术大学,2012.
LIU Shijie. Investigations on the structure, rotating mode and lasting mechanism of continuous rotating detonation wave[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [4] Falempin F, Daniau E, Getin N. Toward a continuous detonation wave rocket engine demonstrator[R]. AIAA-2006-7956, 2006.

- [5] Falempin F, Daniau E. A contribution to the development of actual continuous detonation wave engine[R]. AIAA-2008-2679, 2008.
- [6] Yi T H, Turangan C, Lou J, et al. A three-dimensional numerical study of rotational detonation in an annular chamber[R]. AIAA-2009-634, 2009.
- [7] Yi T H, Lou J, Turangan C, et al. Effect of nozzle shapes on the performance of continuously rotating detonation engine[R]. AIAA-2010-152, 2010.
- [8] SHAO Yetao, LIU Meng, WANG Jianping. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 647-652.
- [9] Schwer D, Kailasanath K. Numerical investigation of the physics of rotating detonation engines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2195-2202.
- [10] Tsuboi N, Watanabe Y, Kojima T, et al. Numerical estimation of the thrust performance on a rotating detonation engine for a hydrogen-oxygen mixture[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 2005-2013.
- [11] 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)
- [12] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical study of the effects of engine size on rotating detonation engines[R]. AIAA-2011-581, 2011.
- [13] 刘世杰, 林志勇, 孙明波, 等. 旋转爆震波发动机二维数值模拟[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 634-640.
LIU Shijie, LIN Zhiyong, SUN Mingbo, et al. Two-dimensional numerical simulation of rotating detonation wave engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 634-640. (in Chinese)
- [14] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations[J]. Shock Waves, 2009, 19(1): 1-10.
- [15] Kindracki J, Wolański P, Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures[J]. Shock Waves, 2011, 21(2): 75-84.
- [16] 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 continuously rotating detonation engine: I thrust under single wave mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 495-503. (in Chinese)
- [17] 林伟, 周进, 林志勇, 等. H_2 /Air 连续旋转爆震发动机推力测试: II 双波模式下的推力[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 641-649.
LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Thrust measurement of H_2 /Air continuously rotating detonation engine: II thrust under dual wave mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 641-649. (in Chinese)
- [18] 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.
- [19] 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-2014-1015, 2014.
- [20] Falempin F, Naour B L, Miquel F. Recent experimental results obtained on continuous detonation wave engine[R]. AIAA-2011-2235, 2011.
- [21] LIN Wei, ZHOU Jin, LIU Shijie, et al. Experimental study on propagation mode of H_2 /Air continuously rotating detonation wave[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(4): 1980-1993.

(编辑: 陈 越)