

弯段半径对回流脉冲爆震燃烧室起爆特性影响

郭青林¹, 彭畅新¹, 王凌羿², 曹俊¹, 卢杰³, 郑龙席³

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002; 2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 针对应用于脉冲爆震涡轴发动机的回流脉冲爆震燃烧室的起爆特性, 建立了数值仿真模型, 搭建了相应的试验系统, 对模型进行了试验验证, 使用校验过的模型进行了仿真计算, 在相同的进、出口边界参数与点火频率条件下对比分析了不同弯段半径对爆震波生成的影响规律。结果表明: 存在较优的弯段半径范围(0.9~1.3 倍管径), 使得在限定尺寸范围内, 在燃烧室内能形成充分发展的爆震波。在弯段半径过小时, 弯段内的高温区与高压区分离使得弯段内无法形成局部高温高压中心; 在弯段半径过大时, 压缩波在弯段内的反射汇聚效应减弱, 难以在弯段内形成有效的高压区。随着弯段半径的增大, 爆震波形成位置与弯段出口的距离先减小后增大, 爆震燃烧室总的爆燃向爆震转变距离随着弯段半径的增大而增加。

关键词: 爆震; 脉冲爆震涡轴发动机; 回流脉冲爆震燃烧室; 弯段半径; 起爆特性

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.007

The Effect of Bend Section Radius on the Initiation Characteristics of a Reverse Flow Pulse Detonation Combustion Chamber

GUO Qing-lin¹, PENG Chang-xin¹, WANG Ling-yi², CAO Jun¹, LU Jie³, ZHENG Long-xi³

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

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

Abstract: The numerical simulation model and the corresponding experimental system were established for the study of the initiation characteristics of a reverse flow pulse detonation combustion chamber applied to a pulse detonation turboshaft engine, the model was experimentally verified, simulation calculations were conducted using the verified model, the influence of the different bend section radii on the generation of the detonation wave was analyzed under the same inlet and outlet boundary parameters and ignition frequency condition. The results show that there exists a better range of bend section radius (0.9–1.3 times of the pipe diameter), which allows the formation of a fully developed detonation wave in the combustion chamber within the limited size range. The high temperature zone and high pressure zone would separate and the local high temperature and high pressure centers would not be formed when the bend section radius was too small. The reflection and convergence effects of the compression waves in the bend section would decrease and the effective high-pressure zones in the bend section are difficult to form when the bend section radius is too large. With the increase of the bend section radius, the distance between the exit of the bend section and the formation position of the detonation wave decreases first and then increases. The total deflagration-to-detonation transition distance of the combustion chamber increases with the increase of the bend section radius.

Key words: detonation; pulse detonation turboshaft engine; reverse flow pulse detonation combustion chamber; radius of bend section; initiation characteristics

0 引言

脉冲爆震涡轮发动机(Pulse Detonation Turbine

Engine, PDTE)是一种采用脉冲爆震燃烧室(Pulse Detonation Combustor, PDC)代替传统涡轮发动机燃烧室的新概念涡轮发动机。PDTE有望实现发动机循环

收稿日期: 2023-03-07 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 郭青林(1985), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 郭青林, 彭畅新, 王凌羿, 等. 弯段半径对回流脉冲爆震燃烧室起爆特性影响[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 53–58. GUO Qinglin, PENG Changxin, WANG Lingyi, et al. The effect of bend section radius on the initiation characteristics of a reverse flow pulse detonation combustion chamber[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 53–58.

模式从等压循环向爆震循环(近似等容循环)的转变,提高循环热效率,大幅提高发动机单位推力/功率,显著降低耗油率^[1]。由于爆震燃烧具有自增压的特点,PDC 可用来替代高压压气机、燃烧室、高压涡轮^[2],因此 PDTE 可有效减少压气机和涡轮的级数,减轻发动机质量,从而进一步提高发动机推重比/功重比,形成新一代高性能燃气涡轮发动机。李晓丰^[3]、Paxson 等^[4]、Kumar^[5]、Gray 等^[6]、卢杰^[7]、Xisto 等^[8]、郑华雷等^[9]开展了将 PDC 用于航空燃气涡轮发动机的相关研究。在实际应用中,PDC 不仅需要满足进、出口气动参数要求,还需要满足尺寸、质量等结构参数要求。以轴向尺寸为例,发动机对 PDC 的进、出口轴向长度有严格的限制。

以碳氢燃料和空气为可爆混合物的 PDC 存在较长的爆燃向爆震转变(Deflagration to Detonation Transition, DDT)距离,如何缩短 DDT 距离一直是研究人员关注的重点问题之一。为了缩短直管 PDC 的轴向长度,Tangirala 等^[10]在燃油雾化与掺混,黄希桥等^[11]在燃油预热,Fan 等^[12]、Panicker 等^[13]在点火方式,Valiev 等^[14]在助爆障碍物等方面开展了研究,但直管 PDC 长度仍远大于现有航空涡轮发动机的主燃烧室轴向长度。为进一步缩短 PDC 轴向长度,研究人员提出了螺旋型、U 型和回流型等异型爆震室。Thomas 等^[15]的研究表明,弯管曲率半径过小将导致由预混气形成的爆震波在弯曲管道中发生熄灭现象,管内压力过低也会促使爆震波熄灭;Frolov 等^[16-18]的研究表明,在爆震管中添加 U 型段或螺旋段可以加速直段的 DDT 过程;王玮等^[19-20]开展的螺旋式 PDC 的试验结果表明,DDT 时间随螺旋中轴线曲率半径增加而减小;邱华等^[21]通过改变试验器中弯曲段进口气流射流强度,基于弯曲段内压力、波速的测量及高速摄影试验研究了 U 型方管试验器中半圆型弯段内的爆燃向爆震转变(DDT)特性。综上,对于具有弯曲通道特性的 PDC,国内外学者主要针对已充分发展的爆震波在弯曲管道中的传播特性开展了相关研究,且多采用气态燃料,针对爆燃向爆震的转变特性,则主要在直管中进行研究,而在弯段中组织气-液两相多循环爆震方面的研究还未见公开报道。

本文结合采用离心压气机的涡轮轴发动机对 PDC 进、出口流道高度和轴向尺寸的要求,建立了回流型 PDC 数值仿真模型,通过试验对数值计算结果进

行验证,在此基础上研究了弯段半径对回流型 PDC 起爆特性的影响。

1 数值模型与方法

1.1 仿真模型

回流脉冲爆震燃烧室应用于涡轴发动机的概念方案如图 1 所示。在该发动机方案中,爆震室点火起爆时入口压力为 0.155 MPa,频率为 10 Hz,出口压力为大气条件

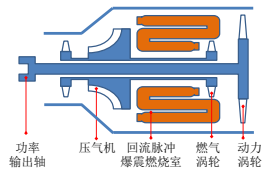


图1 带回流脉冲爆震燃烧室的涡轴发动机

(0.1 MPa)。在实际应用中,爆震管多为圆形通道。鉴于 2 维弯曲通道模型已能反应弯段处离心力对气流分离的影响,为节省计算资源,快速进行多方案模型迭代,本文暂忽略 3 维通道气流沿管壁周向流动等的影响,采用 2 维模型进行仿真分析。本文采用的回流型 PDC 仿真模型如图 2 所示,该模型是由圆管组成的回流爆震管沿直径轴向剖切后展开而成的 2 维模型。模型计算域由进气段、转接弯段、掺混点火段和 U 型爆震段 4 部分组成,气流在 PDC 内部经过 2 次回转。U 型爆震段外壁面轴向位置不超过回流爆震室的入口,爆震弯段及爆震室出口轴向位置不超过掺混点火段入口,在保证 DDT 距离的前提下,尽量缩短 PDC 的进出口轴向距离。进气段为宽 50 mm 的长直通道,其长度为 700 mm。转接弯段通道宽度为 50 mm,转接弯段中心半径为 50 mm,回转角度为 180°。掺混点火段通道宽度为 50 mm,总长 220 mm。掺混点火段内设置 1 个进气锥,进气锥外壁与掺混点火段内壁面形成 1 个环形通道,进气锥末端形成推力壁。在进气锥下游 90 mm 处设置一深度为 20 mm 的点火腔。U 型爆震段由长度 $L_1=300$ mm 的前爆震直段,转弯半径(通道中心线半径)为 R 的爆震弯段、长度 $L_2=500$ mm 的后爆震直段以及爆震室出口的收缩喷管组成,收缩喷嘴用于模拟 PDC 下游的涡轮导向器喉道面积。U 型爆震段内设置 6 mm×6 mm 的助爆障碍物,其中前直段障碍物间隔为 40 mm,爆震弯段和后直段内障碍物间隔为 50 mm。

从图 2 中可见,PDC 的可用 DDT 长度由 U 型爆震段通道流向长度确定,而 PDC 进出口轴向长度由 U 型爆震段的转弯半径 R 和后直段长度 L_2 确定。本文前

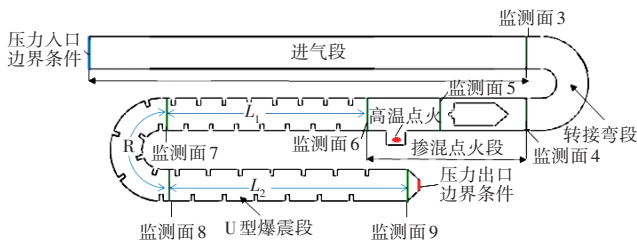


图2 仿真模型及边界条件

期的研究表明,前直段长度大于一定值时可以生成爆震波,随着爆震前直段的加长,爆震波生成的位置距离弯段出口越近,但是所需要总的起爆距离增加。基于此,本文选取的前直段长度为 300 mm。为了探究 U 型爆震段内爆震波生成与传播规律,弯段爆震段半径 R 设置 Model1~7,分别为 27.5、35.45、55.65、75、85 mm,对应的爆震弯段半径与爆震管径(通道直径)的比值分别为 0.55、0.7、0.9、1.1、1.3、1.5、1.7。

1.2 数值方法及边界条件

采用目前普遍使用的计算脉冲爆震燃烧过程的数值方法,该方法的可靠性已在李晓丰^[3]、Paxson 等^[4]、Kumar^[5]、Gray 等^[6]、卢杰^[7]的相关研究中得到验证。计算采用 2 维非稳态 N-S 方程,采用压力基求解器,流动控制方程各参数的离散均采用 2 阶精度的迎风格式,采用 Couple 算法求解。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型,近壁面处理采用标准壁面函数。化学反应采用 5 组分单步有限速率模型,本次计算分别采用辛烷和空气作为燃料和氧化剂。时间离散格式采用 2 阶隐式。非定常计算的时间步长随着计算过程的推进逐步改变,最小时间步长为 1×10^{-7} s,最大时间步长为 1×10^{-6} s。计算域最小网格尺寸为 0.5 mm,采用网格自适应方法对局部密度梯度较大的网格进行加密处理。

进气段入口设置为压力入口条件,入口压力设置为 0.155 MPa,温度设为 300 K,U 型爆震段出口设置为压力出口条件,初始取值为总压 0.1 MPa 和总温 300 K(图 2)。在计算爆震燃烧过程前,先进行初始流场设置,在掺混点火段和 U 型爆震段内按当量比 1 添加初始反应物,并在点火凹腔内设置 2200 K 的高温点火区,用于点燃反应物。此外,在转接弯段进出口分别设置监测面 3、4,推力壁下游设置监测面 5,掺混段出口设置监测面 6,爆震弯段进出口分别设置监测面 7、8,后爆震直段出口设置监测面 9,通过以上监测面对爆震波起爆过程和传播情况进行监测。

1.3 数值计算试验验证

为了验证数值模拟结果的准确性,建立了回流型 PDC 试验系统,如图 3 所示。试验系统由回流型 PDC 试验件、供气系统、供油系统、点火系统、数据采集系统等组成。其中,回流型 PDC 试验件参照上述计算模型设计,试验件的 $R=55$ mm。在前爆震直段、爆震弯段、后爆震直段内安装 Shechelkin 螺旋,螺旋节距及阻塞比与计算模型保持一致。进气锥推力壁处安装燃油喷嘴,燃料采用 90#汽油,试验时当量设为 1.0。

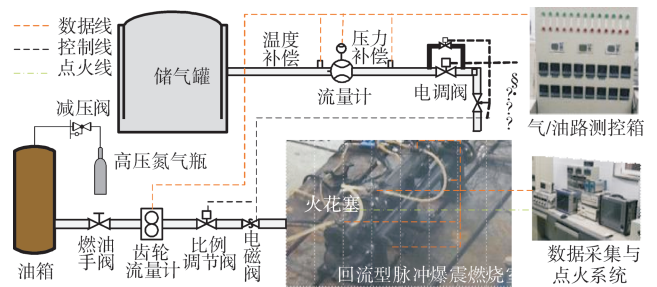


图3 试验系统

供气系统由螺杆式压缩机、干燥机、储气罐、供气管路和气流测控系统组成。在供气管路上安装涡轮气体流量计测量空气体积流量,由温度和压力补偿计将体积流量换算成质量流量。供油系统由高压氮气瓶、储油箱、比例调节阀、齿轮流量计、截止阀、管路和油路测控系统组成。采用挤压式供油方式,通过调节比例调节阀的开度控制燃油流量,采用齿轮流量计测量燃油质量流量。点火系统由点火信号发生器、信号调理仪、点火稳压电源、点火线圈、火花塞等组成,试验时可根据需求调节点火频率和点火能量。为确保 PDC 稳定工作,试验时点火能量设置为 100 mJ。采用 DEWE-3020 十六通道高速采集仪采集 PDC 压力数据,采样率为 0.2×10^6 采样点/s。

PDC 进气段入口和转接段出口设置动态压阻式总压传感器 P_{11} 和 P_{12} ,其量程为 0~1 MPa,用于监测 PDC 的供气压力。在掺混点火段后沿 PDC 管壁分别布置 4 个量程 0~10 MPa 的高频响压电传感器 ($P_1 \sim P_4$),以监测爆震波的生成情况,其中 P_1 、 P_2 分别安装在爆震弯段进、出口, P_3 、 P_4 位于后爆震直段,其与后爆震直段末端距离分别为 260、46 mm。

PDC 供气压力为 0.155 MPa 时爆震室内压力传感器 $P_1 \sim P_4$ 位置试验值与数值模拟计算值的对比如图 4 所示,图中的 0 时刻定义为点火时刻。

从图中可见,数值模拟结果与试验值基本相符,

从 $P_1 \sim P_4$ 压力峰值逐渐增大, 压力峰值相近。应该说明的是, 压力峰值之后的试验波形与计算值差别较大, 测量值低于计算值, 这是压电传感器的固有特性引起的, 压电传感器受压力波冲击后回程迟滞, 输出负电压, 表现为负压。总的来说, 本文建立的仿真模型和方法能够较为准确地预测真实条件下回流型爆震室内的爆震波发展与传播过程。

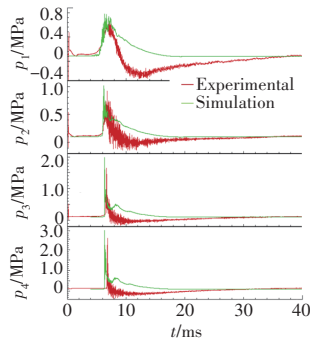


图4 压力波波形试验和数值计算结果对比

2 数值仿真分析

不同爆震弯段半径条件下仿真模型 Model1~17 压力到达监测面 6~9 时的静压和压力波传播速度如图 5 所示。从图中可见, 压力波到达爆震弯段入口监测面 7 时, 监测面 7 的平均静压和压力波传播速度并无明显差异, 可见弯段半径对前爆震直段内的燃烧波发展过程基本没有影响。当燃烧波通过弯段后, 随着弯段半径的增大, 弯段出口监测面 8 的平均静压和压力波传播速度表现为先增大后减小的趋势。由于 Model1 弯段半径太小, 当燃烧波通过弯段后, 燃烧波传播速度反而变慢。Model1、12、6、7 进入后直段的燃烧波压力过低最终未在后直段内发展成为爆震波。而 Modle3、4、5 中的燃烧波通过监测面 9 时, 其压力和波速均高于理论 $C-J$ 值, 形成了爆震波。

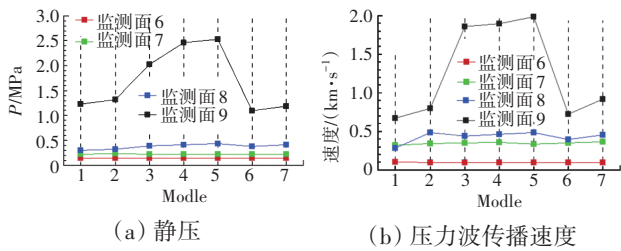


图5 监测面处的静压和压力波传播速度

分析发现, 当爆震弯段半径小于一定值 (Model1、12) 或大于一定值 (Model6、17), 燃烧室内未生成爆震波的原因是类似的。以下分别选取 Model2、4、6 对燃烧波在爆震弯段内的发展情况进行分析。

针对较小的爆震弯段半径, 以 Modle2 为例进行分析, Model2 不同时刻爆震弯段的压力和温度如图 6 所示。从图中可见, 燃烧波进入弯段后沿着弯段内侧

传播, 而高压区沿弯段外侧传播, 高温区与高压区存在明显的分离现象, 压缩波强度难以维持。此外, 由于燃烧波和高压区的分离, 使得燃烧波传出弯段时, 弯段外侧仍有一部分可燃物未参与燃烧, 使得弯段内没有形成更强的高压区。同时, 由于弯段半径较小, 弯段外侧出现了汇聚效应, 造成了局部的压力增强, 但由于弯度长度较短, 在第 2.9 ms 时刻, 燃烧波传出弯段后, 燃烧波并未在弯段内得到有效的增强, 使得燃烧波在后爆震直段内仍难以转变成爆震波。

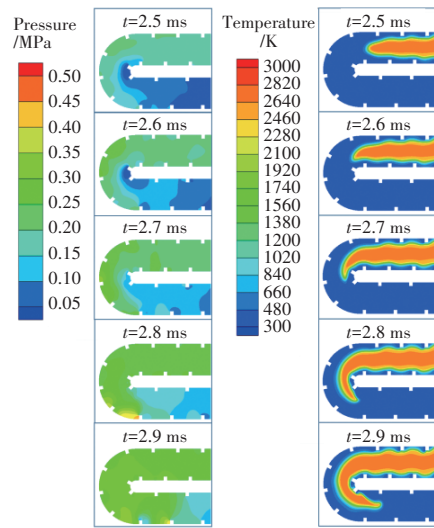


图6 Model 2 中弯段内的压力与温度

Model4 不同时刻爆震弯段的压力和温度如图 7 所示。从图中可见, Modle4 弯段内侧压力与温度分离情况比 Modle2 的要弱, 弯段内的压力和燃烧室的传播速度明显高于 Modle2 的, 燃烧波锋面向下游传播的同时向弯段外侧移动, 而燃烧波锋面的扩大又进一

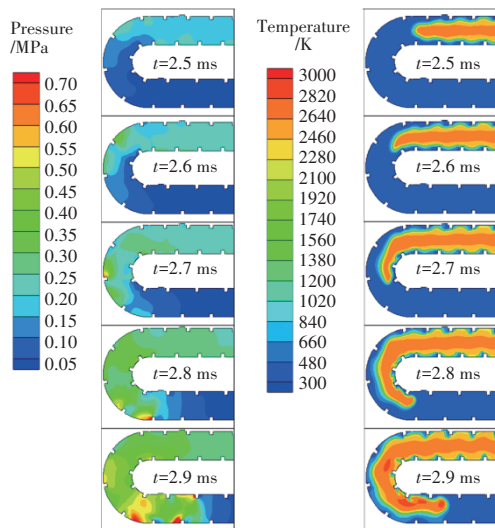
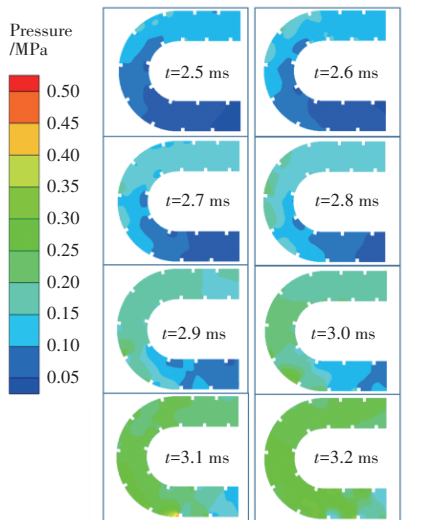


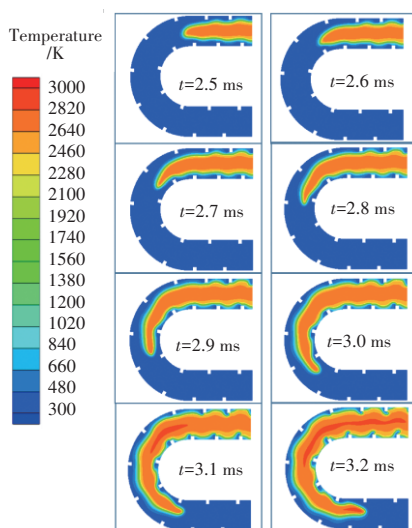
图7 Model4 弯段内压力与温度

步提高了弯段内的压力,燃烧波传出弯段时,弯段内的可燃物基本全部参与燃烧。与 Model2 相比,弯段内可燃物燃烧释放出更多热量,在靠近弯段外侧由于汇聚效应与障碍物扰流的共同作用下产生局部高压区(第 2.8 ms),随着燃烧波在弯段内的进一步传播,在第 2.9 ms 时高压区域逐步增多,这些高压区能进一步加快燃烧波锋面与压缩波锋面耦合,形成局部爆炸中心。此后,燃烧波继续在后爆震直段内加速,直至转变为爆震波。

Model6 不同时刻爆震弯段的压力和温度如图 8 所示。对比图 7 可见,由于 Model6 的爆震弯段半径比 Model4 的增加了 20 mm,燃烧波通过爆震弯段的时间延长。Model6 的弯段半径比 Model3 的增加 36%,



(a) 压力



(b) 温度

图 8 Model 6 弯段内的压力与温度

而燃烧波通过弯段所需的时间从 0.4 ms 延长至 0.7 ms,延长了 75%。由此可见,燃烧波在 Model6 中的加速能力明显弱于 Model4 的。其原因在于:随着弯段半径的增加,弯段内温度与压力分离情况得到大幅改善,但同时压缩波在弯段内的汇聚效应也进一步减弱,难以在弯段内形成有效的高压区。当燃烧波通过弯段后,只是均匀地提高了弯段内的压力,如第 3.2 ms 时刻弯段内的压力提升至 0.31 MPa,但是与 Model4 的相比没有形成局部的高压区,对爆震波形成的促进作用明显减小,导致最终在后爆震直段内无法形成爆震波。

后爆震直段距离为 500 mm 时,爆震波生成距离与爆震弯段半径的变化关系如图 9 所示。从图中可见,当爆震弯段 $45 \text{ mm} \leq R \leq 65 \text{ mm}$ 时,其形成爆震波的位置距弯段出口长度在 360 mm 以内,爆震波形成位置与爆震弯段出口的距离随着爆震弯段半径的增大先减小后增大。此外,对于 Model3、4、5,随着爆震弯段半径的增大,爆震室总的 DDT 距离增加,从 801 mm 增大至 839 mm。弯段半径偏小会使得 PDC 所需的轴向距离增加,而弯段半径偏大会使得 PDC 的径向跨距增加,因此,实际应用中,需要综合考虑发动机对 PDC 的轴向距离、径向尺寸等多方面的要求,对 PDC 的弯段半径及其他流道尺寸的选择进行综合权衡和优化。

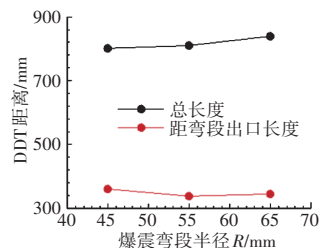


图 9 爆震弯段半径 R 与 DDT 距离的关系

3 结论

(1)建立了仿真模型和试验系统,数值仿真结果与试验结果基本吻合,表明数值方法能够较为准确地预测试验条件下回流脉冲爆震室沿程压力变化。

(2)弯段半径过小或过大均不利于形成爆震波。在本文选取的脉冲爆震燃烧室限定尺寸范围内,当爆震弯段半径 $R \leq 0.7$ 倍管径或 $R \geq 1.5$ 倍管径时,爆震室内无法形成充分发展的爆震波。推荐的弯段半径为 0.9~1.3 倍管径。

(3)弯段半径过小将导致弯段内的高温区与高压区分离,弯段内无法形成局部高温高压中心;弯段半径过大将导致压缩波在弯段内的反射汇聚效应减弱,进而难以在弯段内形成有效的高压区。

(4)弯段半径在0.9~1.3倍管径变化时,随着弯段半径的增加,爆震波形成位置与弯段出口的距离先减小后增大,爆震室总DDT距离随着弯段半径的增大而增加,应在实际应用中综合考虑。

参考文献:

- [1] 郑龙席,王治武,黄希桥,等.脉冲爆震涡轮发动机技术[M].西安:西北工业大学出版社,2019:1-10.
ZHENG Longxi, WANG Zhiwu, HUANG Xiqiao, et al. Technology of pulse detonation engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2019:1-10.(in Chinese)
- [2] 张群,范玮,徐华胜.中国脉冲爆震发动机技术研究现状及分析[J].航空发动机,2013,39(3):18-22.
ZHANG Qun, FAN Wei, XU Huasheng. A review on research status of pulse detonation engine in China[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 18-22. (in Chinese)
- [3] 李晓丰.脉冲爆震涡轮发动机技术研究[D].西安:西北工业大学,2013.
LI Xiaofeng. The technology research on the pulse detonation turbine engine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013 (in Chinese)
- [4] Paxson D E, Kaemming T A. Foundational performance analyses of pressure gain combustion thermodynamic benefits for gas turbines[C]// In: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings. Nashville: AIAA, 2012:770
- [5] Kumar S A. Parametric and performance analysis of a hybrid pulse detonation/turbofan engine[D]. Arlington: The University of Texas at Arlington, 2011.
- [6] Gray J, Vinkeloe J, Moeck J, et al. Thermodynamic evaluation of pulse detonation combustion for gas turbine power cycles[C]// ASME Turbo Expo .Seoul:ASME,2016: 1-9.
- [7] 卢杰.脉冲爆震涡轮发动机关键技术研究[D].西安:西北工业大学,2016.
LU Jie. Investigations on key technologies of the pulse detonation turbine engine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [8] Xisto C, Ali F, Petit O, et al. Analytical model for the performance estimation of pre-cooled pulse detonation turbofan engines[C]// ASME Turbo Expo Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Charlotte: ASME, 2017:63776.
- [9] 郑华雷,黄兴,郭青林,等.带增压压气机的小型脉冲爆震涡轴发动机性能分析[J].推进技术,2021,42(4):925-932.
ZHENG Hualei, HUANG Xing, GUO Qinglin, et al. Performance analysis of a small pulse detonation turboshaft engine with a booster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42 (4) : 925-932. (in Chinese)
- [10] Tangirala V E, Dean A J, Peroomian O, et al. Investigations of two-phase detonations for performance estimations of a pulse detonation engine [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2007:1173.
- [11] 黄希桥,李洋,熊月飞,等.脉冲爆震发动机爆震管壁换热及冷却的试验[J].航空动力学报,2014,29(12):2817-2823.
HUANG XiQiao, LI Yang, XIONG Yuefei, et al. Experiment on heat exchange and cooling of pulse detonation engine detonation tube wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (12) : 2817-2823. (in Chinese)
- [12] Fan Z C, Fan W, Tu H, et al. The effect of fuel pretreatment on performance of pulse detonation rocket engines[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 41: 130-142.
- [13] Panicker P K, Li J M, Lu F K. et al. Development of a compact liquid fueled pulsed detonation engine with predetonator [R]. AIAA-2007-237.
- [14] Valiev D, Bychkov V, Law C K, et al. Flame acceleration in channels with obstacles in the deflagration-to-detonation transition[J]. Combustion and Flame, 2010, 157: 1012-1021.
- [15] Thomas G O, Williams R L. Detonation interaction with wedges and bends[J]. Shock Waves, 2002, 11(6): 481-492.
- [16] Frolov S M. Liquidfueled airbreathing pulse detonation engines demonstrator: operation principles and performance[J]. Patterns of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1162-1169.
- [17] Frolov S M, Aksenov V S, Shamshin I O. Shock wave and detonation propagation through u-bend tubes[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2421-2428.
- [18] Frolov S M. Fast deflagration to detonation transition[J]. Russian Journal of Physical Chemistry B, 2008, 2(3): 442-455.
- [19] Wang W, Qiu H, Fan W, et al. Experimental study on DDT characteristics in spiral configuration pulse detonation engines[J]. International Journal of Turbo Jet Engines, 2013, 30(3): 261-270.
- [20] 王玮,邱华,范玮,等.螺旋式脉冲爆震发动机实验研究[J].实验流体力学,2012,26(12):12-16.
WANG Wei, QIU Hua, FAN Wei, et al. Experimental study on spray pulse detonation engines [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 12-16. (in Chinese)
- [21] 邱华,王玮,范玮,等.U型方管中爆燃向爆震转变特性试验研究[J].航空学报,2015,36(6):1788-1794.
QIU Hua, WANG Wei, FAN Wei, et al. Experimental investigation on characteristics of deflagration to detonation transition in U-bend square tube [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (6): 1788-1794. (in Chinese)

(编辑:程海)