

# 脉冲爆震燃烧室出口燃气能量分布特性

李晓丰, 肖俊峰, 王 玮, 王 峰, 段静瑶  
(西安热工研究院有限公司 燃气轮机技术部, 西安 710032)

**摘 要:** 为了提高脉冲爆震燃烧室出口燃气能量转换效率,采用数值计算方法,研究了带气动阀和爆震增强结构的脉冲爆震燃烧室出口燃气能量分布特性,结果表明:脉冲爆震燃气的膨胀过程先后经历一次膨胀、二次膨胀和过度膨胀 3 个阶段,单个周期内二次膨胀阶段的时间和能量占比最大;燃烧室出口燃气压力势能、动能、内能和能流密度的分布主要受燃气压力的影响,且变化规律与燃气压力一致;一次膨胀阶段燃气增加的压力势能、动能、内能分别占单个周期的 47.9%、25.9%、25.1%;二次膨胀阶段燃气增加的压力势能、动能、内能分别占单个周期的 50.2%、57.6%、58.1%。

**关 键 词:** 脉冲爆震燃烧室; 能量分布; 膨胀阶段; 爆震波; 能流密度

**中图分类号:** V231.2      **文献标志码:** A

## Energy distribution characteristics of gas at outlet of pulse detonation combustor

LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, WANG Wei, WANG Feng, DUAN Jingyao  
(Gas Turbine Technology Department,  
Xi'an Thermal Power Research Institute Company Limited, Xi'an 710032, China)

**Abstract:** In order to improve the energy conversion efficiency of the gas at the outlet of the pulse detonation combustor, a numerical calculation method was used to study the energy distribution characteristics of the gas at the outlet of the pulse detonation combustor with a pneumatic valve and detonation reinforcement structure. Results showed that the expansion process of pulse detonation gas had three stages: primary expansion, secondary expansion and over expansion. The proportion of secondary expansion time and energy was largest in a single cycle; the distribution of gas pressure potential energy, kinetic energy, internal energy and energy flow density at the outlet of the combustion chamber was mainly affected by the gas pressure, and the change law was consistent with the gas pressure; the pressure potential energy, kinetic energy and internal energy of gas increased during the primary expansion stage accounted for 47.9%, 25.9% and 25.1%, respectively, in a single cycle; the pressure potential energy, kinetic energy and internal energy of gas increased during the secondary expansion stage accounted for 50.2%, 57.6% and 58.1%, respectively, in a single cycle.

**Key words:** pulse detonation combustor; energy distribution; expansion stage; detonation wave; energy flow density

**收稿日期:**2020-07-28  
**基金项目:**陕西省自然科学基金(2020JQ-996)  
**作者简介:**李晓丰(1985—),男,高级工程师,博士,主要从事燃气轮机燃烧技术研究。

**引用格式:**李晓丰,肖俊峰,王玮,等. 脉冲爆震燃烧室出口燃气能量分布特性[J]. 航空动力学报,2020,35(11):2356-2363. LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, WANG Wei, et al. Energy distribution characteristics of gas at outlet of pulse detonation combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2356-2363.

爆震燃烧是一种由引导激波绝热压缩可燃混合物,诱导可燃混合物产生高温高压引燃区,进而发生剧烈化学反应的燃烧方式,化学反应所释放的能量反过来维持并推动引导激波继续向前发展,激波和释热两者相互促进,相辅相成。与缓燃燃烧相比,爆震燃烧具有自增压、火焰传播速度快等优点<sup>[1]</sup>。脉冲爆震燃烧是一种较为成熟的爆震燃烧方式,发展基于脉冲爆震燃烧室(PDC)的动力装置有望提高现有动力装置的总体性能。

国内外学者采用理论计算和试验的方法研究了基于 PDC 的发动机综合性能,在理论计算方面,Andrus、Carlos 等<sup>[2-3]</sup>通过计算分析了用 PDC 替换高涵道涡扇发动机主燃烧室后的发动机性能,结果表明采用 PDC 后涡扇发动机单位燃油消耗率可下降 8%。Giuliani 等<sup>[4]</sup>分析了采用爆震燃烧后发动机的总体性能,结果表明发动机的单位燃油消耗率比等压燃烧降低 5.4%,发动机质量减小 6%。Bellini 等<sup>[5]</sup>对比研究了爆震燃烧循环和等压燃烧循环的热效率,在假设压气机和涡轮效率分别为 75%、85%的条件下,计算得到爆震循环热效率为 79.1%,而等压循环仅为 38.3%。Lu、李晓丰、邱华等<sup>[6-10]</sup>也对比分析了爆震循环和等压循环的热效率,指出爆震循环在单位燃油消耗率和推力性能方面均优于等压循环。在试验方面,Schauer 等<sup>[11]</sup>开展了 PDC 与涡轮相互作用的试验研究,研究了高流率、高压比和高转速等多种涡轮/压气机工作状态下发动机的热效率问题,发现 PDC 带涡轮时,最高热效率仅为 6.8%。日本 Nagumo 等<sup>[12]</sup>研究了 PDC 填充比对脉冲爆震发动机热效率的影响,试验结果表明发动机热效率随着 PDC 填充比的减小而下降,且发动机热效率波动介于 2.2%~4.7%之间。日本 Shinichi 等<sup>[13]</sup>在单管脉冲爆震燃烧室与涡轮增压器组成的试验器上试验测得发动机热效率为 1%~5%。

上述研究表明,基于脉冲爆震燃烧室的发动

机性能的试验测试结果远低于理论分析结果。这主要是因为理论分析中假设的涡轮效率较高,而实际中由于脉冲爆震燃烧室出口燃气压力、速度等参数具有强脉动特性,涡轮的工作效率较低,进而影响发动机的整体性能。李晓丰等<sup>[14-17]</sup>研究了 PDC 与涡轮相互匹配的问题,通过数值与试验研究发现在脉冲爆震燃烧波的冲击下,现有涡轮的工作效率不高,涡轮叶片对爆震波具有强衰减作用,脉冲爆震燃气能量转换率低,Anand 等<sup>[18]</sup>也发现了类似的问题。

因此,研究燃烧室出口脉冲爆震燃气的能量分布特性,根据燃气能量变化规律设计特殊涡轮结构,有助于提高基于脉冲爆震燃烧室的发动机总体性能。本文采用数值计算方法,研究脉冲爆震燃烧室出口单个周期内燃气压力势能、动能、内能和能流密度的分布特性,为转换脉冲爆震燃气能量的涡轮设计提供参考依据。

1 物理模型及计算方法

本文采用 Fluent 软件进行数值研究,脉冲爆震燃烧室物理模型见图 1,爆震燃烧室头部进气段内径为 100 mm,内部安装有进气锥和气动阀,燃料和雾化空气由进气锥内部通道经尾部喷嘴喷入燃烧室,主空气经气动阀进入燃烧室。爆震燃烧室内径为 60 mm,长为 1280 mm,内部安装有圆形截面的爆震增强弹簧结构,弹簧螺距为 40 mm,火花塞安装在距气动阀为 220 mm 的位置,在距爆震燃烧室出口为 125 mm 位置处设计有压力测点。

计算域及网格离散结果见图 2,计算域包括爆震燃烧室区域和燃烧室出口远场区域两部分。为了模拟燃料和空气的填充过程,对进气锥尾部喷嘴和气动阀进行了建模,建模过程同时也考虑了圆形弹簧爆震增强结构。另为了模拟爆震波离开爆震燃烧室后的膨胀过程,在爆震燃烧室出口设置了一个宽为 760 mm,长为 1 000 mm 的计算

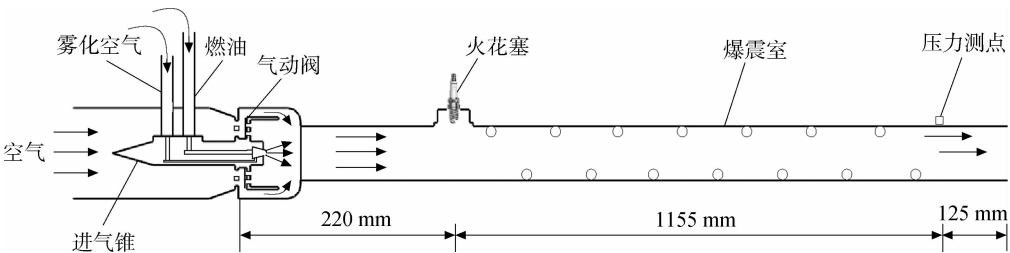


图 1 PDC 物理模型  
Fig. 1 PDC physical model

远场区域,远场区域与爆震燃烧室轴向重叠长度为 300 mm。数值模型的计算网格全部采用结构化四边形网格,爆震燃烧室计算区域网格尺寸为 1 mm,爆震燃烧室出口远场计算区域网格尺寸为 3 mm。在燃烧室出口和压力测点位置设置有压力、温度、速度等参数的监测面。

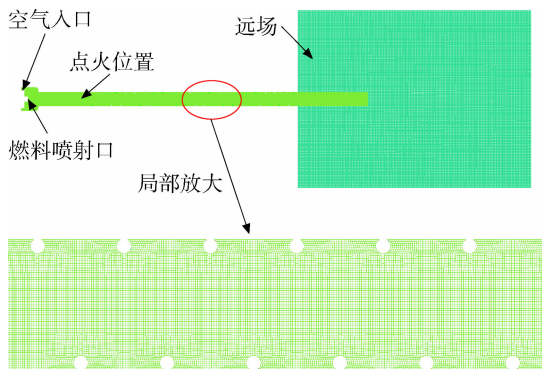


图2 计算域及网格

Fig. 2 Computational domain and grids

数值模型采用非稳态二维 N-S (Navier-Stokes) 方程及有限体积法求解。化学反应采用 5 组分单步不可逆有限速率模型。考虑到计算模型中存在曲率变化较大的圆形弹簧爆震增强结构,realizable  $k-\epsilon$  模型较标准  $k-\epsilon$  模型在强流线弯曲、旋涡和旋转方面有更好的表现,湍流模型采用 realizable  $k-\epsilon$  模型,近壁面利用标准壁面函数处理。非定常数值模拟求解方法采用 coupled 算法,压力采用 PRESTO! (pressure staggering option) 格式插值离散,密度采用 quick 格式插值离散,动量和能量方程采用 2 阶迎风格式插值离散。时间离散格式选择 2 阶隐式格式。

数值模型的边界条件设置为:燃料和空气的入口均设为质量流量入口边界条件,主空气入口的质量流量为 0.273 kg/s,温度为 300 K;燃料喷射口质量流量为 0.032 kg/s,温度为 300 K,其中燃料质量流量为 0.017 kg/s,燃料为正辛烷( $n$ -octane),雾化空气质量流量为 0.015 kg/s,燃烧室内可燃混气的当量比为 0.89。远场计算区域边界按照无反射边界条件设置,远场区域边界设为压力出口边界,压力值设为 101325 Pa,温度为 300 K。

在开始非定常填充过程计算前,先用给定的边界条件计算出稳态流场,待计算收敛后,再在稳态流场的基础上进行后续的填充、点火和爆震燃烧非定常数值计算。填充阶段非定常计算的时间步长为  $1 \times 10^{-3}$  s,点火和爆震燃烧阶段非定常计

算的时间步长为  $1 \times 10^{-6}$  s。填充阶段完成后,在火花塞安装位置处设置直径为 10 mm、温度为 2000 K 的局部高温点火区。

## 2 结果与分析

### 2.1 计算模型验证

为了验证所建立数值模型的正确性,采用与数值模型计算工况相同的试验数据对数值计算结果进行验证。为便于验证,在与物理模型相同压力测点位置处设置有压力监测点,图 3 给出了压力测点位置处的压力数值模拟结果与试验测量结果的对比曲线。对比结果表明,数值模拟获得的压力变化趋势与试验结果相同,压力测点位置处数值计算的爆震压力峰值为 3.44 MPa,试验测量的爆震压力峰值为 3.12 MPa,说明数值结果与试验结果吻合较好。

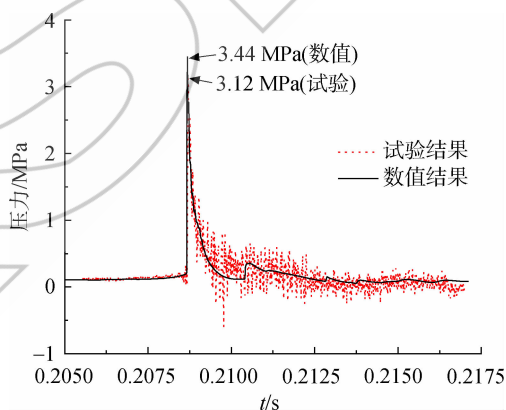


图3 压力测点处压力数值计算与试验结果对比

Fig. 3 Comparison of pressure numerical calculation and test results at the pressure measuring point

同时采用 NASA CEA (National Aeronautics and Space Administration chemical equilibrium with application) 软件对数值模型计算获得的爆震波速进行了验证。图 4 给出了燃烧室尾部压力测点与燃烧室出口位置处的压力变化曲线,数值计算结果表明爆震波从压力测点传至燃烧室出口所用的时间  $\Delta t = 7.899 \times 10^{-5}$  s,压力测点距燃烧室出口的距离为 125 mm,计算获得爆震波速为 1582.5 m/s,而采用 NASA CEA 软件计算得到的爆震波速为 1736.9 m/s,略高于数值计算结果。这主要是因为 NASA CEA 软件是通过计算可燃混合物的化学平衡组成和性质,获得 Chapman-Jouguet 爆震波速,计算过程未考虑任何耗散作用,且数值仿真涉及爆燃向爆震转变程,在燃

烧室尾部还未形成充分发展的爆震波,所以数值仿真获得的爆震波速略低于 CEA 计算结果,但从数值看两者计算结果接近,也说明建立的数值模型是合理的。

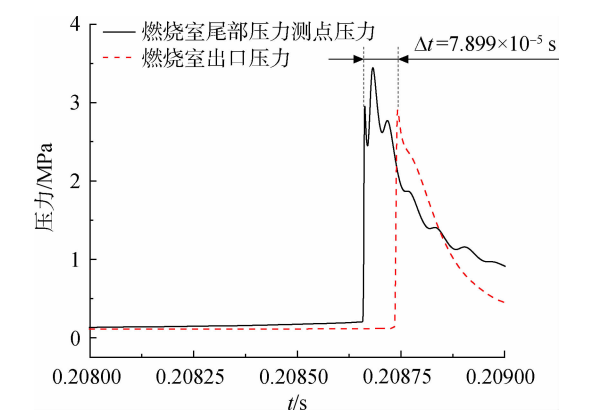


图 4 燃烧室出口、压力测点位置压力变化曲线  
Fig. 4 Pressure curves at combustor outlet and the pressure measuring point

2.2 爆震燃气膨胀过程分析

在爆震燃气膨胀过程及爆震燃气能量分布特性分析中,将时间除以单个爆震循环周期,对时间进行无量纲化处理。燃烧室出口压力和速度的变化曲线见图 5,图中  $t$  指当前时间,  $t_{\text{cycle}}$  为爆震燃烧单个周期时间。分析燃烧室出口压力和速度变化规律,爆震燃烧后高温燃气先后经历一次膨胀、二次膨胀和过度膨胀 3 个阶段,当爆震波传至燃烧室出口时,燃气压力和速度升高,爆震波过后压力和速度快速下降,且压力的下降幅度较燃气速度大;当压缩波传至燃烧室出口时,燃气压力和速度再次升高,压缩波过后,燃烧室出口压力和速度整体呈下降趋势;当燃烧室出口速度低于零时,代

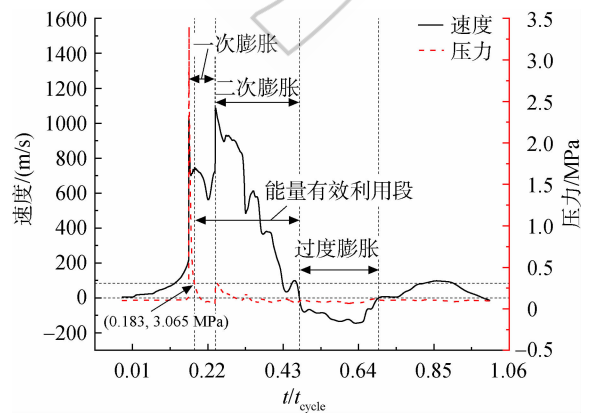


图 5 燃烧室出口燃气速度、压力变化曲线  
Fig. 5 Velocity and pressure curves at combustor outlet

表燃烧室出口燃气倒流,燃烧室进入过度膨胀阶段。

燃烧室内爆震波形成与膨胀过程的压力云图见图 6,图中  $x$ 、 $y$  分别指燃烧室在  $x$  和  $y$  方向的尺寸。爆震波首先在燃烧室尾部形成,然后往燃烧室出口以激波速度传播,由于燃烧室头部压力较爆震波低,爆震波在往出口传播的同时,也以强压缩波形式往燃烧室头部传播,并在传播过程中逐渐减弱。一次膨胀完成后,前传压缩波经燃烧室头部壁面反射,形成新的压缩波往燃烧室出口传播,进入二次膨胀阶段,该阶段燃烧室内压力云图见图 7。二次膨胀阶段燃烧室头部压力大于燃烧室尾部,这与一次膨胀时不同,一次膨胀阶段是燃烧室头部压力小,爆震波位置处压力大。二次膨胀完成后,燃烧室进入过度膨胀阶段,图 8 是该阶段燃烧室压力分布云图。燃烧室在过度膨胀阶段,燃烧室出口压力高于燃烧室内压力,结合图 5 中燃气速度变化曲线,再次验证在过度膨胀阶段,燃烧室出口出现了燃气倒流现象。

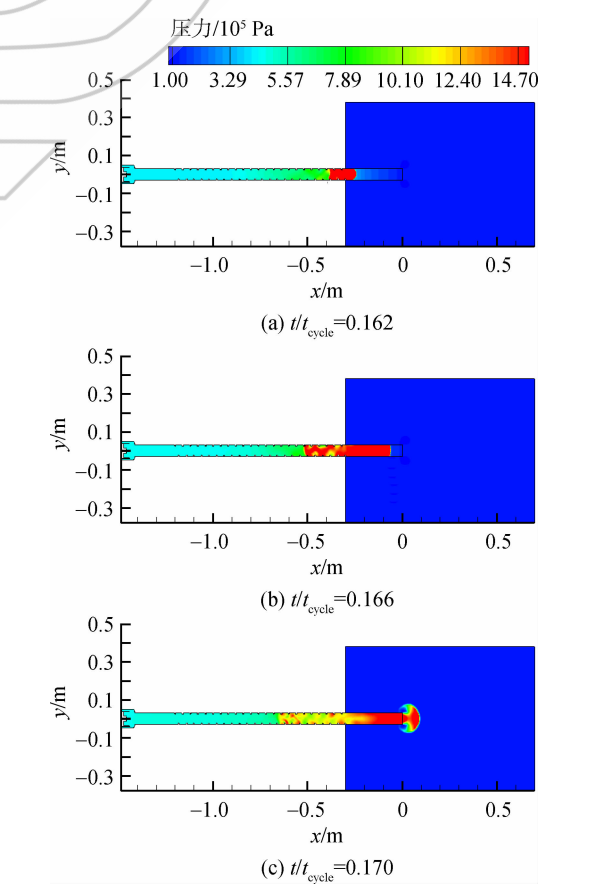


图 6 爆震波形成与膨胀过程压力云图  
Fig. 6 Pressure cloud of detonation wave formation and expansion process

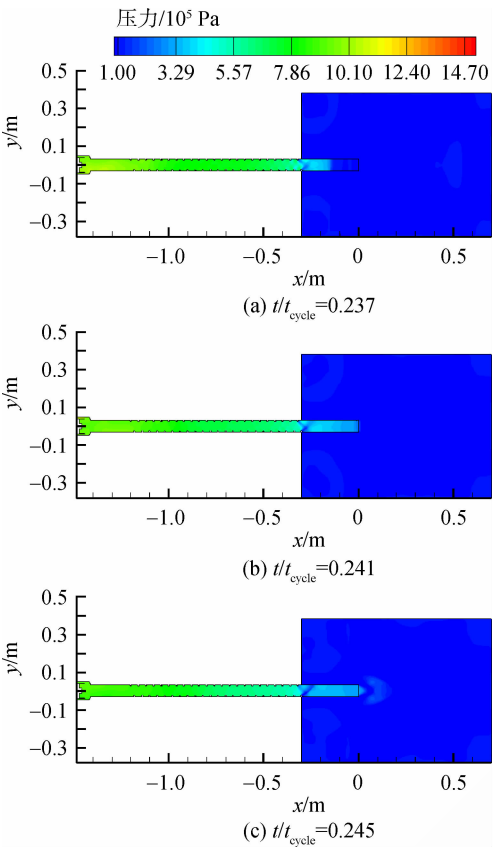


图 7 二次膨胀过程压力云图

Fig. 7 Pressure cloud of secondary expansion process

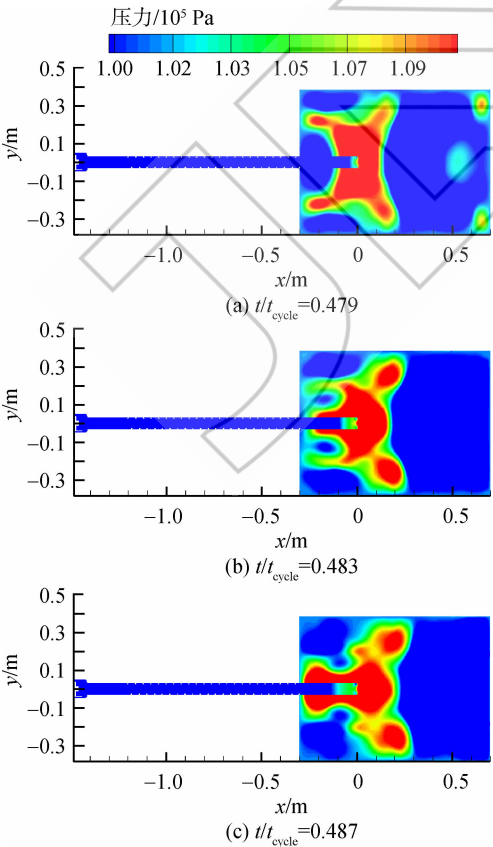


图 8 过度膨胀过程压力云图

Fig. 8 Pressure cloud of over expansion process

2.3 脉冲爆震燃烧室出口燃气压力势能分布

根据伯努利方程,燃气的压力势能可表示为

$$W_p = p \cdot V \tag{1}$$

式中  $p$  为压力,  $V$  为体积。

为了研究脉冲爆震燃烧室出口燃气压力势能随时间的变化,利用微分方法把单个爆震燃烧周期划分成多个时间间隔为  $dt$  的微元段,则在微元时间段内燃气的压力势能可表示为

$$\omega_p = p \cdot A \cdot u_x \cdot dt \tag{2}$$

式中  $A$  为爆震燃烧室出口面积,  $u_x$  为爆震燃烧室出口  $x$  方向速度。

考虑  $dt$  时间间隔的选取会影响压力势能的绝对值,在研究能量分布时采用  $\omega_p/dt$  表征压力势能。

图 9 给出了燃烧室出口燃气压力势能  $\omega_p/dt$  和压力势能累积  $\int_0^t \omega_p$  的变化曲线。根据式(2),压力势能主要与燃气压力与速度有关,然而对比燃烧室出口压力、速度和压力势能变化曲线发现,压力势能的变化规律与燃气压力一致,即燃气压力势能的分布主要受燃气压力的影响。

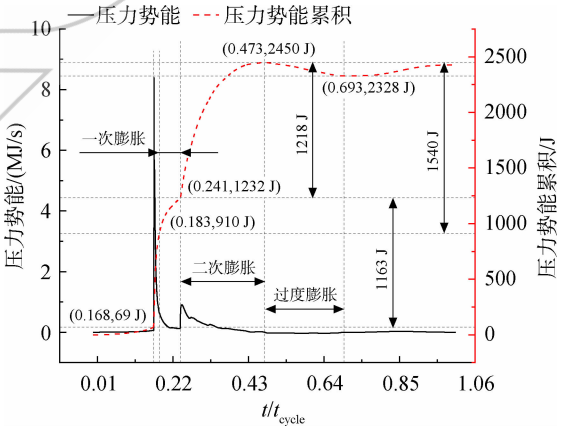


图 9 燃烧室出口燃气压力势能变化曲线

Fig. 9 Pressure potential energy curves of gas at combustion chamber outlet

分析图 9 压力势能累积变化曲线发现,在一次膨胀、二次膨胀和过度膨胀 3 个阶段中,二次膨胀阶段的时间和压力势能占比最大,二次膨胀约占单个周期的 23.2%,压力势能增加了 1218J,约占单个周期压力势能的 50.2%。一次膨胀阶段虽然压力峰值大,但压力下降很快,且膨胀时间占比最小,约占单个周期的 7.3%,压力势能增加了 1163J,约占单个周期压力势能的 47.9%。过度膨胀阶段约占单个周期的 22.0%,压力势能减小

了 122J,约占单个周期压力势能的 5.0%。

分析图 5 发现,当一次膨胀至与压缩波峰值(0.3065 MPa)相等时对应的无量纲化时间为 0.183,若针对二次膨胀阶段设计涡轮,则爆震波后期膨胀的这部分能量也可有效转换利用。将 0.183 至二次膨胀结束这段时间称为能量有效利用段,则能量有效利用段的总时长约占单个周期的 29.0%,压力势能增加 1540J,约占单个周期的 63.5%。

2.4 脉冲爆震燃烧室出口燃气动能分布

根据动能定义,燃气微元段的动能可表示为

$$w_u = \frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot u_x \cdot dt \cdot u_x^2 = \frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot u_x^3 \cdot dt \tag{3}$$

式中  $\rho$  为燃气密度。

图 10 给出了燃烧室出口燃气动能  $w_u/dt$  和动能累积  $\int_0^t w_u$  变化曲线。根据式(3),燃气动能与燃气密度和速度的三次方成正比,但对比燃烧室出口动能和压力变化曲线发现,燃气动能的变化规律与燃气压力一致,这主要是因为燃气密度跟随燃气压力变化,即燃气动能的分布仍主要受燃气压力的影响。

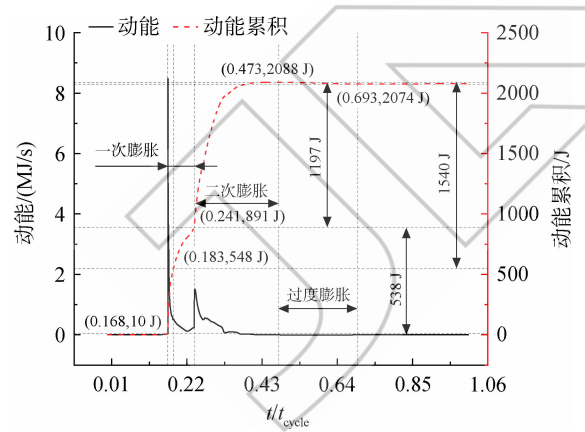


图 10 燃烧室出口燃气动能变化曲线  
Fig. 10 Kinetic energy curves of gas at combustion chamber outlet

分析图 10 燃气动能累积变化曲线,在二次膨胀阶段,燃气动能增加了 1197J,约占单个周期燃气动能的 57.6%。一次膨胀阶段燃气动能增加了 538J,约占单个周期燃气动能的 25.9%。过度膨胀阶段燃气动能减小了 14J,约占单个周期燃气动能的 0.7%。能量有效利用段的燃气动能增加了 1540J,约占单个周期的 74.1%。

2.5 脉冲爆震燃烧室出口燃气内能分布

根据内能的定义,燃气微元段的内能可表示为

$$w_v = c_v \cdot T \cdot \rho \cdot A \cdot u_x \cdot dt \tag{4}$$

式中  $c_v$  为燃气比定容热容,  $T$  为燃气温度。

图 11 给出了燃烧室出口燃气内能  $w_v/dt$  和内能累积  $\int_0^t w_v$  变化曲线。根据式(4),燃气内能与燃气比定容热容、密度和速度成正比,对比燃烧室出口燃气内能和压力变化曲线发现,燃气内能的变化规律与燃气压力一致,这说明燃气内能的分布也主要受燃气压力变化的影响。

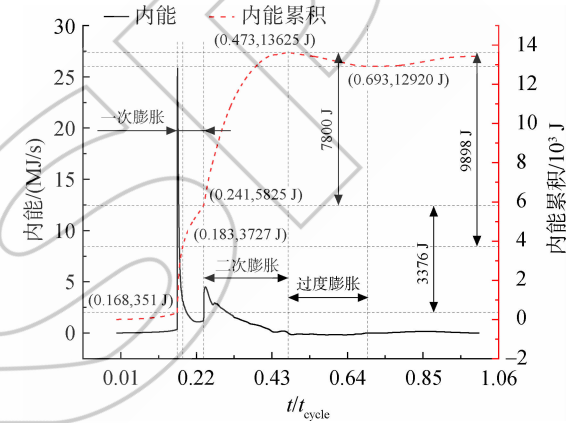


图 11 燃烧室出口燃气内能变化曲线  
Fig. 11 Internal energy curves of gas at combustion chamber outlet

分析图 11 燃气内能累积变化曲线,在二次膨胀阶段燃气内能增加了 7800J,约占单个周期燃气内能的 58.1%。一次膨胀阶段燃气内能增加了 3376J,约占单个周期燃气内能的 25.1%。过度膨胀阶段燃气内能减小了 705J,约占单个周期燃气内能的 5.3%。能量有效利用段的燃气内能增加 9898J,约占单个周期的 73.7%。

2.6 脉冲爆震燃烧室出口燃气能流密度分布

燃气能流密度定义为单位时间内流过燃烧室出口单位面积的燃气所具有的总能量,包括压力势能( $W_p$ )、动能( $W_u$ )和内能( $W_v$ ),即

$$w = \frac{W_p + W_u + W_v}{A \cdot dt} = p \cdot u_x + \frac{1}{2} \rho \cdot u_x^3 + c_v \cdot \rho \cdot u_x \cdot T \tag{5}$$

单个周期内燃烧室出口燃气能流密度随时间变化曲线见图 12。燃烧室出口燃气能流密度的变化规律与燃气压力势能、动能和内能的变化规律一致。燃烧室出口燃气能流密度在爆震波传至

时突然升高,最大值达  $14\,770\text{ MJ}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ ,随后快速下降,在  $t/t_{\text{cycle}}=0.223$  时降至一次膨胀阶段最小值  $480\text{ MJ}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ ,紧接着压缩波传至燃烧室出口,进入二次膨胀阶段,燃气能流密度再次升高,最大值达  $2\,406\text{ MJ}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ ,为一次膨胀时能流密度最大值的  $16.3\%$ 。虽然二次膨胀阶段燃气能流密度的最大值远低于一次膨胀阶段,但二次膨胀阶段能流密度的下降速度较慢,且膨胀时间占比最大。

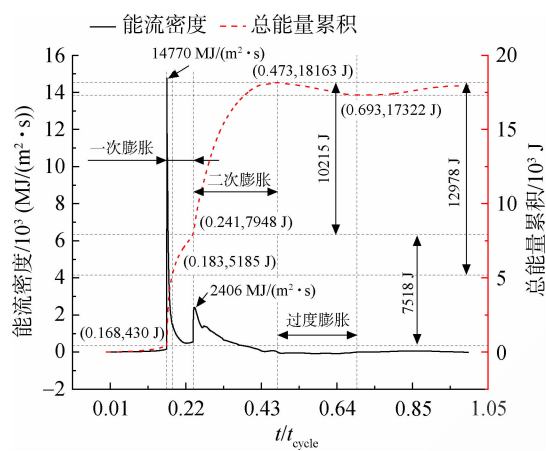


图 12 燃烧室出口燃气能流密度变化曲线  
Fig. 12 Energy flow density curves of gas at combustion chamber outlet

单个周期内经过燃烧室出口的燃气总能量为  $17\,931\text{ J}$ ,在二次膨胀阶段燃气总能量增加了  $10\,215\text{ J}$ ,约占单个周期燃气总能量的  $57.0\%$ 。一次膨胀阶段燃气总能量增加了  $7\,518\text{ J}$ ,约占单个周期燃气总动能的  $41.9\%$ 。过度膨胀阶段燃气动能减小了  $841\text{ J}$ ,约占单个周期总能量的  $4.7\%$ 。能量有效利用段的燃气总能量增加  $12\,978\text{ J}$ ,约占单个周期的  $72.4\%$ 。

3 结 论

本文建立了燃气压力势能、动能、内能和能流密度的计算方法,采用数值方法研究了单个周期脉冲爆震燃烧室出口燃气能量的分布特性,得出如下结论:

- 1) 脉冲爆震燃气的膨胀包括一次膨胀、二次膨胀和过度膨胀 3 个主要阶段,其中二次膨胀阶段的时间占比最大,约占单个周期的  $23.2\%$ ,一次膨胀阶段的时间占比较小,约占单个周期的  $7.3\%$ ;
- 2) 燃烧室出口燃气压力势能、动能、内能和能流密度的分布主要受燃气压力的影响,且变化

规律一致,均是在爆震波传至时升高,然后快速下降,随后二次膨胀时再次升高,并逐渐下降;

- 3) 燃气压力势能、动能和内能在一次膨胀、二次膨胀阶段增加,在过度膨胀阶段减小;
- 4) 在一次膨胀阶段,增加的燃气压力势能、动能、内能分别约占单个周期的  $47.9\%$ 、 $25.9\%$ 、 $25.1\%$ ;
- 5) 在二次膨胀阶段,增加的燃气压力势能、动能、内能分别约占单个周期的  $50.2\%$ 、 $57.6\%$ 、 $58.1\%$ ;

- 6) 在能量有效利用段,增加的燃气压力势能、动能、内能分别约占单个周期的  $63.5\%$ 、 $74.1\%$ 、 $73.7\%$ 。

基于上述分析结论,考虑一次膨胀阶段燃气压力、速度等参数变化大,这部分能量很难较好利用,针对脉冲爆震燃气设计涡轮时,建议主要针对二次膨胀阶段,因为二次膨胀阶段的压力势能、动能和内能均占比最大,时间占比最长,且一次膨胀阶段后期的压力与二次膨胀时相当,这部分能量同时可被利用。在能量有效利用段增加的燃气总能量约占单个周期总能量的  $72.4\%$ 。

参考文献:

[1] 严传俊,范玮. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.

[2] ANDRUS I Q, KING P I. Evaluation of a high bypass turbofan hybrid utilizing a pulsed detonation combustor[R]. AIAA-2007-5074, 2007.

[3] CARLOS X, FAKHRE A, OLIVIER P, et al. Analytical model for the performance estimation of pre-cooled pulse detonation turbofan engines[R]. ASME Paper GT2017-63776, 2017.

[4] GIULIANI F, LANG A, IRANNEZHAD M, et al. Pulse detonation as an option for future innovative gas turbine combustion technologies a concept assessment[R]. Nice, France: Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2010.

[5] BELLINI R, LU F K. Exergy analysis of a pulse detonation power device[J]. Journal of Propulsion and Power 2010, 26(4): 875-877.

[6] LU Jie, ZHENG Longxi, QIU Hua, et al. Performance investigation of a pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(2): 350-359.

[7] 李晓丰,肖俊峰,王伟,等. 爆震燃气轮机的变比热容热力循环性能[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 369-376.

LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, WANG Wei, et al. Thermodynamic cycle performance of detonation gas turbine with variable specific heat capacity[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 369-376. (in Chinese)

[ 8 ] 李晓丰,肖俊峰,王伟,等. 基于爆震燃烧的燃气轮机理想热力循环分析[J]. 西北工业大学学报,2016,34(1):112-117.  
LI Xiaofeng,XIAO Junfeng,WANG Wei,et al. Ideal thermodynamic cycle analysis of gas turbine based on detonation combustion[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2016,34(1):112-117. (in Chinese)

[ 9 ] 邱华,严传俊,范玮. 部分充填下脉冲爆震发动机的热力循环性能分析[J]. 航空动力学报,2008,23(4):718-723.  
QIU Hua,YAN Chuanjun,FAN Wei. Analysis on thermodynamic performance of partially-fueled pulse detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(4):718-723. (in Chinese)

[10] 邱华,严传俊,熊姁. 带喷管脉冲爆震发动机单循环性能分析模型[J]. 航空动力学报,2005,20(5):818-821.  
QIU Hua,YAN Chuanjun,XIONG Cha. A single-cycle performance model of the pulse detonation engine with nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):818-821. (in Chinese)

[11] SCHAUER F,BRADLEY R,HOKE J. Interaction of a pulsed detonation engine with a turbine[R]. AIAA-2003-0891,2003.

[12] NAGUMO T,SAKURAI T,OBARA T,et al. A study of partial fuel filling for the pulse detonation turbine engine[J]. Ryutai Rikigaku Koenkai Koenshu,2005,37(1):325-328.

[13] SHINICHI M,JIRO K,AKIKO M,et al. Analysis on thermal efficiency of non-compressor type pulse detonation turbine engines[J]. Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences,2010,53(181):192-206.

[14] LI Xiaofeng,ZHENG Longxi,QIU Hua,et al. Experimental investigations on the power extraction of a turbine driven by a pulse detonation combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(6):1353-1359.

[15] 李晓丰,郑龙席,邱华,等. 两相脉冲爆震涡轮发动机原理性试验研究[J]. 航空动力学报,2013,28(12):2731-2736.  
LI Xiaofeng,ZHENG Longxi,QIU Hua,et al. Principle experiments on two phase pulse detonation turbine engine [J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(12):2731-2736. (in Chinese)

[16] LI Xiaofeng,ZHENG Longxi,QIU Hua,et al. The influence of the inlet resistance on the pulse detonation turbine engine[R]. Xi'an:the 4th International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering,2012.

[17] 李晓丰,郑龙席,邱华,等. 脉冲爆震涡轮发动机原理性试验研究[J]. 实验流体力学,2013,27(6):1-5.  
LI Xiaofeng,ZHENG Longxi,QIU Hua,et al. Experimental study on the principle of pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2013,27(6):1-5. (in Chinese)

[18] ANAND V,GEORGE A S,KNIGHT E,et al. Investigation of pulse detonation combustors; axial turbine system [J]. Aerospace Science and Technology,2019,93:105350. 1-105350. 13.

(编辑:王碧琚)