

脉冲爆震燃气膨胀过程及能量转换 难易度评价方法

李晓丰, 肖俊峰, 胡孟起, 王 玮, 王 峰
(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气的能量转换效率, 分析了脉冲爆震燃气在涡轮内的膨胀过程, 建立了评价爆震燃气能量转换难易度计算方法, 并基于脉冲爆震燃烧室与轴流涡轮匹配工作数值模型, 采用涡轮效率对燃气能量转换难易度计算方法进行了验证, 结果表明: ①爆震波膨胀过程, 爆震燃气在涡轮静叶内会产生热壅塞现象, 并往上游形成前传压缩波; ②涡轮内爆震燃气的膨胀主要分一次膨胀、过度膨胀和二次膨胀三个阶段, 爆震燃气在涡轮内的焓降主要发生在一次膨胀和二次膨胀阶段, 在过度膨胀阶段, 燃气在涡轮内做负功; ③当量比为 0.72、0.89 和 1.00 三种计算工况的燃气能量转换难易度分别为 0.396、1.000 和 0.803, 对应的涡轮效率分别为 0.473 6、0.597 2 和 0.570 3, 验证了燃气能量转换难易度计算方法的准确性。

关 键 词: 脉冲爆震燃烧室; 爆震波; 爆震燃烧; 能量转换; 膨胀

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Pulse detonation gas expansion process and evaluation method of energy conversion difficulty degree

LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, HU Mengqi, WANG Wei, WANG Feng

(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 pulse detonation gas, the expansion process of pulse detonation gas in the turbine was analyzed, and a calculation method for evaluation method of energy conversion difficulty degree was established. Based on the numerical model of the pulse detonation combustor with the axial turbine, the turbine efficiency was adopted to verify the calculation method for gas energy conversion difficulty degree. The results showed that: (1) in the process of detonation wave expansion, the thermal choking phenomenon appeared in the turbine static vane and formed a back-propagating compression wave. (2) The expansion of the detonation gas in the turbine was mainly comprised of primary expansion, over-expansion and secondary expansion; the enthalpy drop of the detonation gas in the turbine mainly occurred in the primary and secondary expansion stages. In the over-expansion stage, the gas did negative work in the turbine. (3) The gas energy conversion difficulty degrees for the three calculation conditions with equivalent ratios of 0.72, 0.89 and 1.00 were 0.396, 1.000 and 0.803, respectively, and the turbine efficiency for the three calculation conditions

收稿日期: 2020-11-06

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, 胡孟起, 等. 脉冲爆震燃气膨胀过程及能量转换难易度评价方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1586-1593. LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, HU Mengqi, et al. Pulse detonation gas expansion process and evaluation method of energy conversion difficulty degree[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1586-1593.

was 0.473 6, 0.597 2 and 0.570 3, respectively, verifying the accuracy of the calculation method for gas energy conversion difficulty degree.

Key words: pulse detonation combustor; detonation wave; detonation combustion; energy conversion; expansion

基于爆震燃烧具有火焰传播速度快、自增压、污染物排放低等优点,学者们提出了一种脉冲爆震涡轮发动机(pulse detonation turbine engine, PDTE),它是采用爆震燃烧的一种发动机,主要由脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor, PDC)、压气机和涡轮等组成^[1]。

针对PDTE,在循环性能理论分析方面,Peters等人^[2]利用NPSS(numerical propulsion systems simulation)对PDTE进行了计算,指出在进气流量相等的条件下,PDTE推力可提高2%,单位燃油消耗率降低8%~10%。Endo等人^[3-4]分析了基于爆震燃烧的燃气-蒸汽联合循环发电热效率,结果表明循环热效率可达61%。Andrus、Carlos等人^[5-6]计算了高涵道比涡扇发动机主燃烧室采用PDC后的性能,计算结果表明若可无损地将脉冲爆震燃气平稳地转化为稳态气流,单位燃油消耗率可下降8%。Giuliani等人^[7]也分析了采用爆震燃烧后发动机的性能变化情况,发现单位燃油消耗率可降低5.4%,发动机质量可减少6%。李晓丰、邓群香等人^[8-11]分析了基于爆震燃烧的燃气轮机和发动机的热效率,指出爆震燃烧较等压燃烧更有性能优势。在数值计算与试验方面,Ayaka等人^[12]建立了PDC与涡轮动叶相互匹配的二维数值模型,研究了爆震波在涡轮动叶内的传播过程,结果表明涡轮动叶对爆震波具有反射作用,涡轮在爆震波驱动下的热效率为18.9%。Lee等人^[13]建立了三维数值模型,研究了径向涡轮在脉冲爆震燃气作用下的工作效率,发现单个周期内存在涡轮瞬时效率为负的情况。李晓丰等人^[14-17]建立了PDC与径向/轴向涡轮的数值模型,并构建了PDC与径向涡轮组合试验系统,通过数值与试验研究也发现脉冲爆震燃气在涡轮内的能量转换率低。

上述研究表明,虽然爆震燃烧具有优势,但爆震燃气的能量转换效率不高。本文分析了脉冲爆震燃气在涡轮内的膨胀过程,建立了脉冲爆震燃气能量转换难易度评价计算方法,基于PDC与涡轮匹配工作数值模型,采用数值计算获得的涡轮效率对燃气能量转换难易度计算方法进行

了验证,为PDC与涡轮间转接段的设计优化提供了评价依据,有助于提高脉冲爆震燃气能量转换效率。

1 物理模型及计算方法

本文采用Fluent软件进行数值研究,首先建立PDC数值模型,并利用试验数据对数值模型进行验证,在验证后的PDC数值模型基础上,再建立PDC与轴流涡轮(下文简称为涡轮)工作数值模型。PDC物理模型见图1,具体几何尺寸参见文献[18]。涡轮物理模型见图2,动叶弦长为63 mm,动叶栅距为60 mm,动叶速度 $V=500$ m/s。

PDC数值模型计算域及网格离散结果见图3,在PDC出口和压力测点位置设置有压力、温度、速度等参数监测面^[18]。

PDC与涡轮工作数值模型计算域及网格离散结果见图4,计算域包括PDC区域和涡轮区域两部分。PDC区域网格与PDC数值模型完全相同,为四边形结构化网格,涡轮区域采用非结构化网格离散。在PDC出口、动叶入口和动叶出口设置有压力、温度、速度等参数监测面。

PDC数值模型和PDC与涡轮工作数值模型所采用的计算方法、燃烧模型、湍流模型均相同,具体参见文献[18]。

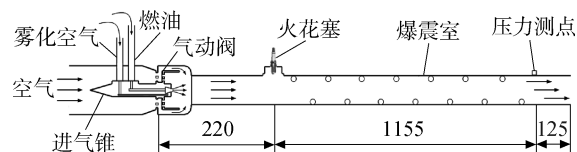


图1 PDC物理模型(单位:mm)

Fig.1 Physical model of PDC (unit:mm)

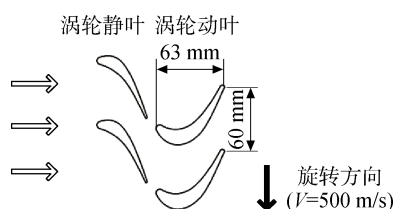


图2 涡轮物理模型

Fig.2 Physical model of turbine

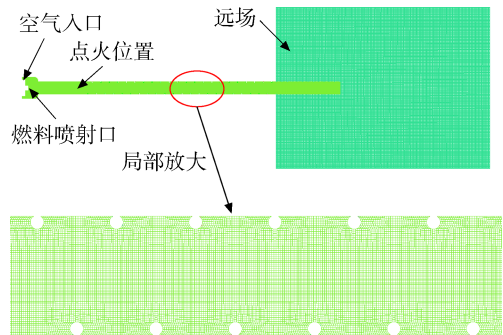


图 3 PDC 计算域及网格

Fig.3 Computational domain and grids of PDC

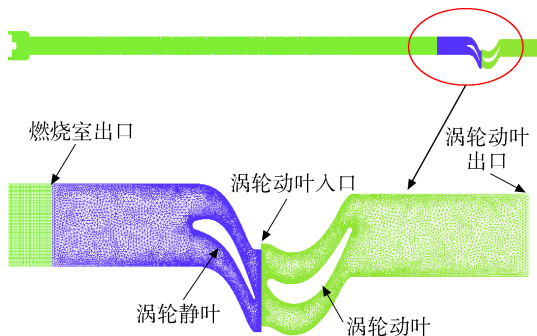


图 4 PDC 与涡轮计算域及网格

Fig.4 Computational domain and grids of PDC with turbine

表 2 PDC 与涡轮工作数值模型计算工况及边界条件

Table 2 Numerical model calculation and boundary conditions of PDC with turbine

工况	空气入口质量流量/(kg/s)	燃料喷射口质量流量/(kg/s)		动叶出口压力/Pa
		雾化空气	燃料	
1	0.273	0.018	0.014	101 325
2	0.273	0.015	0.017	101 325
3	0.273	0.013	0.019	101 325

2 结果与分析

2.1 计算模型验证

采用与表 1 计算工况相同边界条件的试验数据对数值计算结果进行验证。图 5 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。结果表明在压力变化趋势上数值与试验结果相同;压力测点处爆震压力峰值的数值和试验结果分别为 3.44 MPa 和 3.12 MPa,也说明数值结果与试验结果吻合较好^[18]。

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。采用数值模型计算获得的爆震

PDC 数值模型计算工况及边界条件设置见表 1,燃料为正辛烷(*n*-octane),远场边界为压力出口边界,边界参数设置值与 PDC 试验工况相同^[18]。

表 1 PDC 数值模型计算工况及边界条件

Table 1 PDC numerical model calculation and boundary conditions

边界条件	质量流量/(kg/s)	温度/K	压力/Pa
空气入口	0.273	300	101 325
燃料 雾化空气	0.015	300	101 325
喷射口 燃料	0.017	300	101 325

PDC 与涡轮工作数值模型计算工况及边界条件设置见表 2,空气入口和燃料喷射口为质量入口边界,动叶出口为压力出口边界。工况 1~工况 3 的空气入口和燃料喷射口的质量流量之和相同,温度都为 300 K,三种计算工况的当量比(ϕ)分别为 0.72、0.89 和 1.00。

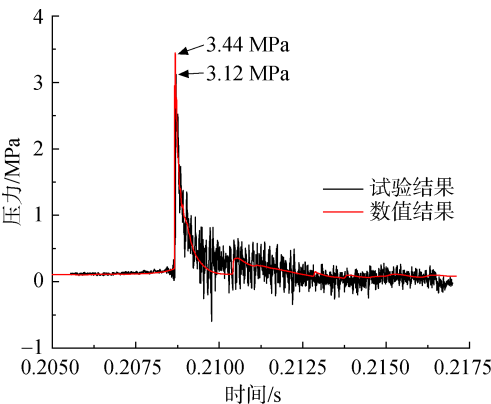


图 5 压力测点处压力数值计算与试验结果对比

Fig.5 Comparison of pressure numerical calculation and experiment results at the pressure measuring point

波速为 1 582.5 m/s,而采用 NASA CEA 软件计算得到的爆震波速为 1 736.9 m/s。两者计算结果接近,也说明建立的数值模型是合理的^[18]。

2.2 PDC与涡轮工作过程分析

以工况 2 计算工况的数值仿真结果分析 PDC 与涡轮的工作过程。PDC 内爆震波形成与膨胀过程的压力云图见图 6, PDC 尾部形成爆震波后,因爆震波压力高, PDC 头部和出口压力低,爆震波同时往 PDC 头部和出口传播,但往 PDC 头部传播的压缩波在传播过程中逐渐减弱。往下游传播的爆震波快速进入涡轮静叶,大量爆震燃气在涡轮静叶内堆积产生热壅塞现象,并往上游形成前传压缩波。前传压缩波经 PDC 头部壁面反射形成新的往出口传播的压缩波,但压缩波强度减弱。

爆震波在涡轮内膨胀过程的流线与压力云图见图 7,图中横坐标 X 为 PDC 的轴向坐标, Y 为 PDC 的径向坐标。分析燃气流线的变化发现, $t=0.203\ 52\text{ s}$ 时,在涡轮静叶前端形成了燃气滞止点和前传压缩波,燃气经静叶导流后开始进入动叶做功; $t=0.203\ 55\text{ s}$ 时,前传压缩波不断往上游传播,燃气滞止点变为燃气膨胀点,不断往上游和下游释放燃气分子,此时动叶叶盆压力远高于叶背压力,燃气推动动叶做功; $t=0.203\ 58\text{ s}$ 时,前传压缩波继续往上游传播,叶盆压力仍高于叶背,但叶盆与叶背间的压力差减小,燃气在动叶内的做功能力下降。

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,计算 PDC 出口、涡轮动叶进出口焓随时间的变化:

$$h = c_p T_1 \rho A u_x dt \quad (1)$$

式中 h 为焓, c_p 为燃气比定压热容, T_1 为燃气总温, ρ 为燃气密度, A 为计算截面面积, u_x 为 PDC 出口 X 方向速度, t 为时间。考虑 dt 时间间隔的选取会影响焓的绝对数值,在实际分析单个周期焓的变化时采用 h/dt 表征焓。

PDC 出口、涡轮动叶入口和出口的焓及动叶焓降变化曲线分别见图 8~图 9。PDC 出口焓在 $t=0.203\ 33\text{ s}$ 时达到最大值 31.698 57 MJ/s,在 $t=0.203\ 51\text{ s}$ 时,涡轮动叶入口焓达到最大值 17.267 19 MJ/s,远低于 PDC 出口焓峰值,这主要是因为爆震波进入涡轮静叶后,爆震燃气在涡轮内产生热壅塞现象,并形成前传压缩波,部分高温高压爆震燃气返回 PDC。分析涡轮动叶内爆震

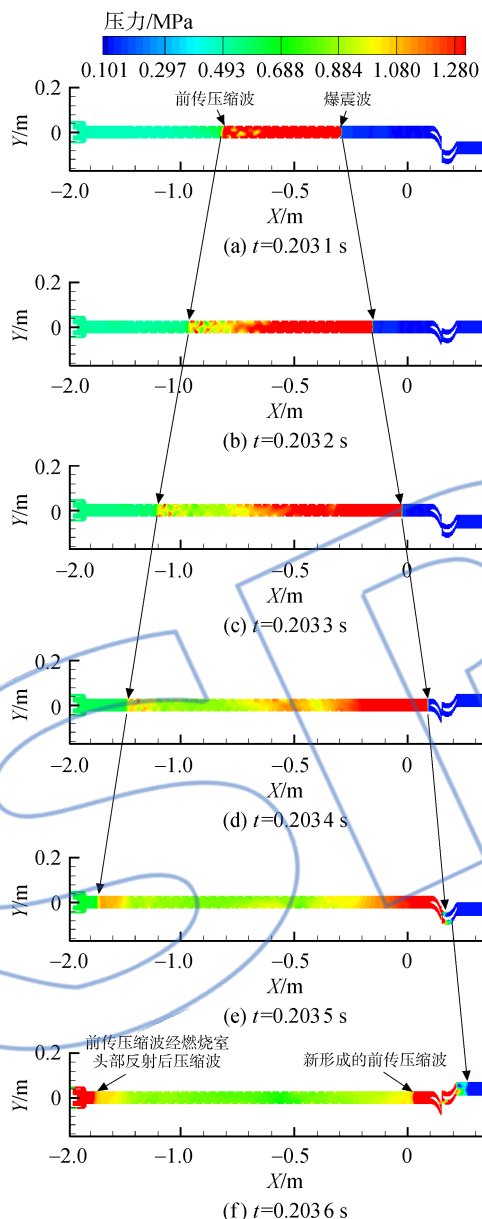


图6 爆震波形成与膨胀过程压力云图

Fig.6 Pressure cloud diagram of detonation wave formation and expansion

燃气的焓降变化曲线,爆震燃气在涡轮内膨胀主要包括一次膨胀、过度膨胀和二次膨胀三个阶段,一次膨胀是爆震波膨胀过程,爆震波膨胀完成后进入过度膨胀,然后再进入一系列压缩波膨胀的二次膨胀过程。在一次膨胀的 0.203 46 s 至 0.203 75 s 阶段,涡轮动叶焓降从 24.022 23 MJ 增加至 817.685 92 MJ,但在 0.203 75 s 至 0.204 47 s 过度膨胀阶段,爆震燃气在涡轮动叶内做负功,燃气在动叶内焓降减小至 520.311 86 MJ,随后进入二次膨胀过程,动叶焓降持续增加,但增加速度不断减小,在燃气膨胀做功结束时涡轮动叶焓降为 1 673.188 80 MJ。从上述焓降数据可看出,爆震

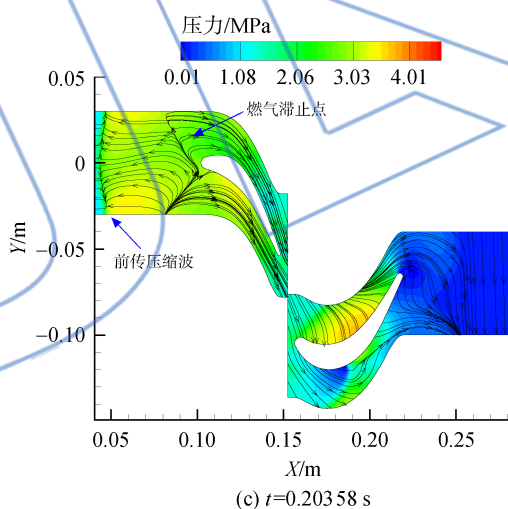
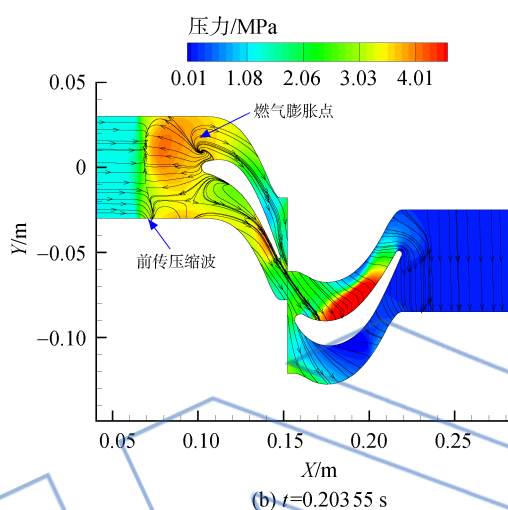
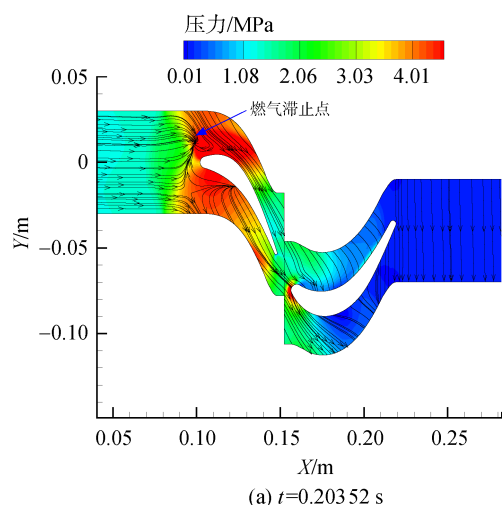


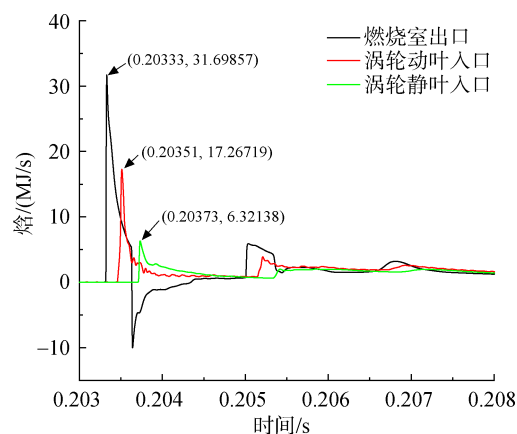
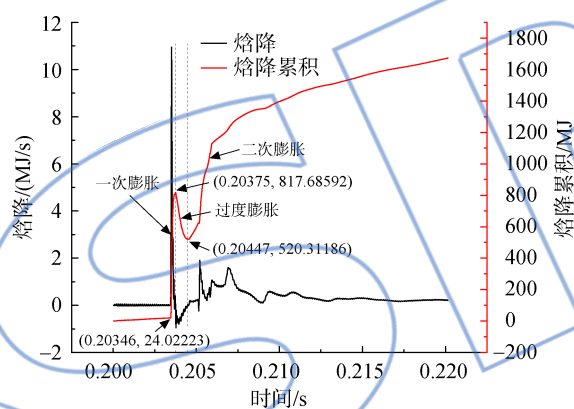
图7 涡轮内爆震波膨胀过程流线与压力云图

Fig.7 Streamlines and pressure cloud diagram of detonation wave expansion process in turbine

燃气焓降主要发生在一次膨胀和二次膨胀阶段。

2.3 脉冲爆震燃气能量转换难易度分析

脉冲爆震燃气的能量主要包括动能、压力势能和内能,为了确定各分能量在燃气能量转换中

图8 焓变化曲线(工况2, $\phi=0.89$)Fig.8 Enthalpy change curves (case 2, $\phi=0.89$)图9 动叶焓降变化曲线(工况2, $\phi=0.89$)Fig.9 Enthalpy drop change curve in turbine blade (case 2, $\phi=0.89$)

的权重,利用层次分析(analytic hierarchy process, AHP)法^[19]构建了判断矩阵(表3),矩阵中各元素的含义见表4。考虑到燃气动能和压力势能较内能更易转换,在判断矩阵中则动能相对内能的标度取为2,压力势能相对内能的标度也取为2,动能相对压力势能的标度取为1。经AHP法计算,分析获得动能、压力势能和内能在燃气能量转换难易度评价中的权重分别为0.4、0.4和0.2。

由于爆震燃气在涡轮内的焓降主要发生在一次膨胀和二次膨胀阶段,且二次膨胀燃气压力、温度等参数变化较一次膨胀缓和,因此一次膨胀阶段的燃气能量分布对燃气能量转换效率的影响最大。图10~图12给出了工况1~工况3三种计算工况下PDC出口内能、动能和压力势能在一次膨胀阶段的变化对比曲线,发现当量比 $\phi=0.72$ 时PDC出口内能、动能和压力势能的瞬时峰值最大,能量下降速度最快,这主要是因为当量比越小,爆燃向爆震转变需要的距离越长,当量比 $\phi=$

表 3 判断矩阵表

Table 3 Judgment matrix table

参数	标度		
	燃气动能	燃气压力势能	燃气内能
燃气动能	1	1	2
燃气压力势能	1	1	2
燃气内能	1/2	1/2	1

表 4 判断矩阵元素含义

Table 4 Judgement matrix element meaning

标度	含义
1	因素 <i>i</i> 与因素 <i>j</i> 相同强
3	因素 <i>i</i> 比因素 <i>j</i> 稍微强
5	因素 <i>i</i> 比因素 <i>j</i> 比较强
7	因素 <i>i</i> 比因素 <i>j</i> 明显强
9	因素 <i>i</i> 比因素 <i>j</i> 绝对强
2,4,6,8	上述两相邻判断的中值
倒数	若因素 <i>i</i> 与因素 <i>j</i> 比较为 <i>a_{ij}</i> ,则因素 <i>j</i> 与因素 <i>i</i> 比较为 <i>a_{ji}</i> =1/ <i>a_{ij}</i>

0.72时爆震波刚好在 PDC 出口形成,所以瞬时峰值最高。

分析图 10~图 12 三种计算工况 PDC 出口燃气一次膨胀阶段的内能、动能和压力势能变化曲线发现:①工况 1~工况 3 三种计算工况的能量分布变化规律一致;②工况 1 计算工况的能量最为集中,工况 2 计算工况的能量分布相对平缓。

为了量化工况 1~工况 3 三种计算工况的能量分布情况,采用集中度指标评价脉冲爆震燃气一次膨胀阶段能量的分布特性,集中度主要从能量变化的斜率和平均梯度来分析,平均梯度可采用式(2)计算。

$$r=\frac{\sum\left|\frac{w_i}{w_{\max }}\right| r_i}{\sum\left|\frac{w_i}{w_{\max }}\right|} \quad(2)$$

式中*r*为平均梯度,*w_i*为分析时间段内各微元段的动能、压力势能或内能能量,*r_i*为各微元段能量分布的变化斜率,权重系数|*w_i*/*w_{max}*|主要考虑了各微元段能量大小对平均梯度的影响,即能量大的微元段斜率所占的权重应更大。

三种计算工况下燃气内能、动能和压力势能的斜率以及平均梯度分别见表 5~表 7,假设斜率

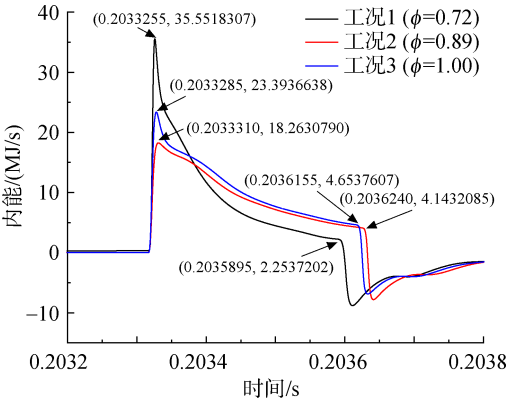


图 10 PDC 出口燃气内能变化曲线

Fig.10 Change curves of PDC outlet gas internal energy

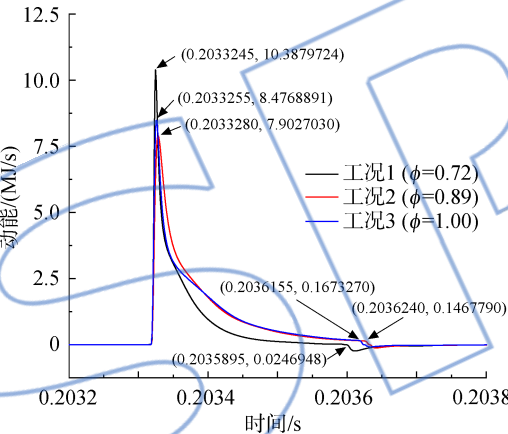


图 11 PDC 出口燃气动能变化曲线

Fig.11 Change curves of PDC outlet gas kinetic energy

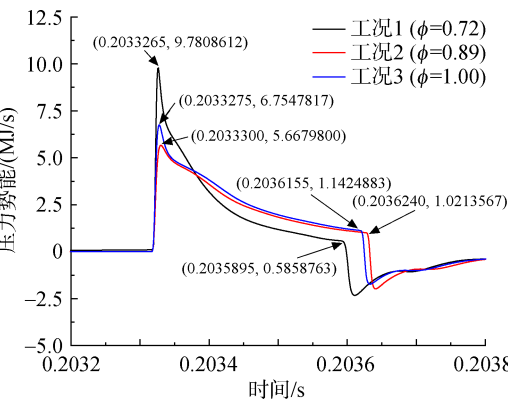


图 12 PDC 出口燃气压力势能变化曲线

Fig.12 Change curves of PDC outlet gas pressure potential energy

和平均梯度最小值对应的集中度为 1,则集中度可通过式(3)计算

$$s=0.5 \frac{|k|}{k_{\min }}+0.5 \frac{|r|}{r_{\min }} \quad(3)$$

式中*s*为集中度,*k*为一次膨胀阶段各计算工况的动能、压力势能或内能分布的斜率,*k_{min}*、*r_{min}*分别为

计算工况中动能、压力势能或内能分布的斜率和平均梯度绝对值的最小值。

燃气内能、动能和压力势能的集中度计算结果分别见表5~表7,工况1计算工况PDC出口燃气内能、动能和压力势能的集中度分别为3.517、2.020和2.827;工况2计算工况PDC出口燃气内能、动能和压力势能的集中度均为1.000;工况3计算工况PDC出口燃气内能、动能和压力势能的集中度分别为1.441、1.134和1.283。从量化数值可看出工况1计算工况PDC出口燃气的能量分布最为集中,这与能量分布曲线规律一致。

表5 燃气内能分布集中度分析结果
Table 5 Analysis results of gas internal energy distribution and concentration

参数	数值		
	工况1	工况2	工况3
斜率/ 10^4 (MJ/s ²)	-12.610	-4.819	-6.530
平均梯度/ 10^4 (MJ/s ²)	-25.670	-5.812	-8.873
集中度	3.517	1.000	1.441

表6 燃气动能分布集中度分析结果
Table 6 Analysis results of gas kinetic energy distribution and concentration

参数	数值		
	工况1	工况2	工况3
斜率/ 10^4 (MJ/s ²)	-3.911	-2.620	-2.865
平均梯度/ 10^4 (MJ/s ²)	-20.990	-8.243	-9.688
集中度	2.020	1.000	1.134

表7 燃气压力势能分布集中度分析结果
Table 7 Analysis results of gas pressure potential energy distribution and concentration

参数	数值		
	工况1	工况2	工况3
斜率/ 10^4 (MJ/s ²)	-3.496	-1.580	-1.949
平均梯度/ 10^4 (MJ/s ²)	-7.257	-2.109	-2.812
集中度	2.827	1.000	1.283

结合动能、压力势能和内能在燃气能量转换中的权重和集中度,定义燃气能量转换难易度为

$$f = 0.2s_1 + 0.4s_2 + 0.4s_3 \quad (4)$$

式中 f 为燃气能量转换难易度, f 值越大,代表能量

越易转换, s_1 、 s_2 、 s_3 分别为内能、动能和压力势能分布的集中度。

工况1~工况3三种计算工况燃气能量转换难易度的计算结果见表8,工况1、工况2和工况3的燃气能量转换难易度分别为0.396、1.000和0.803,说明工况2的爆震燃气能量越易转换,其次是工况3,最难转换的是工况1。

利用涡轮进出口滞止焓降计算涡轮效率,结果见表8,工况1、工况2和工况3的涡轮效率分别为0.473 6、0.597 2和0.570 3,涡轮效率从大到小分别是工况2、工况3和工况1,工况2的燃气能量转换效率最高,验证了燃气能量转换难易度的计算结果。

表8 燃气能量转换难易度和涡轮效率分析结果
Table 8 Analysis result of energy conversion difficulty degree and turbine efficiency

参数	数值		
	工况1	工况2	工况3
燃气能量转换难易度	0.396	1.000	0.803
涡轮效率	0.473 6	0.597 2	0.570 3

3 结 论

本文分析了脉冲爆震燃气在涡轮内的膨胀过程,建立了量化燃气内能、动能和压力势能能量分布集中度的计算方法,采用AHP法分析了内能、动能和压力势能在燃气能量转换难易度评价中的权重,结合集中度和权重建立了燃气能量转换难易度计算方法,并采用涡轮效率对燃气能量转换难易度计算方法进行了验证,主要结论如下:

1) 爆震波膨胀过程中,爆震燃气在涡轮静叶内会产生热壅塞现象,并往上游形成前传压缩波。前传压缩波经PDC头部壁面反射后,会形成新的压缩波往PDC出口传播。

2) 当爆震燃气在涡轮静叶内出现热壅塞现象时,涡轮静叶前端会形成燃气滞止点,随着前传压缩波往上游传播,燃气滞止点会转变为燃气膨胀点,不断往上游和下游释放燃气分子。

3) 爆震燃气在涡轮内膨胀主要包括一次膨胀、过度膨胀和二次膨胀三个阶段,爆震燃气在涡轮内的焓降主要发生在一次膨胀和二次膨胀阶段,在过度膨胀阶段,燃气在涡轮内做负功。

4) 当量比为0.72、0.89和1.00三种计算工况

的燃气能量转换难易度分别为0.396、1.000和0.803,三种计算工况的涡轮效率分别为0.473 6、0.597 2和0.570 3,验证了燃气能量转换难易度的计算结果。

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] PETERS D P, FELDER J L. Engine system performance of pulse detonation concepts using the npss program[R]. AIAA 2002-3910, 2002.
- [3] ENDO T, YATSUFUSA T, TAKI S, et al. Thermodynamic analysis of the performance of a pulse detonation turbine engine[J]. Science and Technology of Energetic Materials, 2004, 65(4): 103-110.
- [4] ENDO T, YATSUFUSA T, TAKI S, et al. A study on pulse detonation turbine and steam turbine combined cycle[J]. Ryutai Rikigaku Koenkai Koenshu, 2005, 37: 143-146.
- [5] ANDRUS I Q, KING P I. Evaluation of a high bypass turbofan hybrid utilizing a pulsed detonation combustor[R]. AIAA 2007-5074, 2007.
- [6] 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.
- [7] 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 (ICAS2010), 2010.
- [8] 李晓丰,肖俊峰,王玮,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] 李晓丰,肖俊峰,王玮,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)
- [10] 邓君香,郑龙席,严传俊,等.脉冲爆震燃烧室与涡轮组合的性能试验研究[J].西北工业大学学报,2009,27(3):300-304. DENG Junxiang, ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, et al. Studying experimentally performances of a pulse detonation combustor (PDC) integrated with a turbine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(3): 300-304. (in Chinese)
- [11] 邓君香,严传俊,郑龙席,等.装有脉冲爆震主燃烧室的燃气涡轮发动机热力性能计算[J].西北工业大学学报,2008,26(3):362-367. DENG Junxiang, YAN Chuanjun, ZHENG Longxi, et al. Calculating performance of gas turbine engine with embedded PDC (pulse detonation combustor)[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 362-367. (in Chinese)
- [12] AYAKA N, KAZUAKI I, TAKAYUKI K, et al. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA 2007-1176, 2007.
- [13] LEE J K, TAN C S, SIRAKOV B T, et al. Performance metric for turbine stage under unsteady pulsating flow environment[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines Power, 2017, 139(7): 072606.1-072606.7.
- [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.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)
- [16] 李晓丰,郑龙席,邱华.脉冲爆震涡轮发动机气动特性数值模拟研究[J].西北工业大学学报,2013,31(6):935-939. LI Xiaofeng, ZHENG Longxi, QIU Hua. Numerical simulation study on pneumatic valve pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(6): 935-939. (in Chinese)
- [17] 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)
- [18] 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 the outlet of a pulse detonation combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2356-2363. (in Chinese)
- [19] 刘新宪,朱道立.选择与判断-AHP层次分析法决策[M].上海:上海科学普及出版社,1990.

(编辑:陈越)