

脉冲爆震燃烧室与冲击式涡轮匹配机理及效率的数值研究

邓 芑, 郑龙席, 王凌羿

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对脉冲爆震燃烧室(PDC)与涡轮共同工作时,涡轮入口为强非稳态气流的特点,结合涡轮损失机理,确定适合脉冲爆震来流的涡轮类型并开展气动设计工作,运用数值方法计算所设计涡轮的效率和探究 PDC 与涡轮相互作用的机理。研究表明:部分进气、小反力度的冲击式涡轮更适合脉冲爆震来流;在喷嘴收缩段、动叶叶片前缘以及动叶压力面生成向上游传播的反射激波,造成能量损失;在设计点,涡轮效率约为 75%。上述研究结果可以为脉冲爆震涡轮发动机的涡轮设计提供一定的参考。

关 键 词: 脉冲爆震燃烧室(PDC); 冲击式涡轮; 涡轮效率; 气动设计; 匹配机理

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical study on matching mechanism and efficiency of pulse detonation combustor and impulse turbine

DENG Peng, ZHENG Longxi, WANG Lingyi

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: As the turbine inlet was dominated by strong unsteady airflow when working with the pulse detonation combustor (PDC), the type of turbine was determined based on the loss mechanism and the aerodynamic design work of turbine components was carried out. The numerical method was used to calculate the efficiency of the designed turbine and explore the mechanism of the interaction between the PDC and the turbine. The results showed that partial intake, impulse turbine with less reaction degree was more suitable for PDC; a strong reflection shock wave was formed on the contraction section of nozzle, the leading edge and the pressure surface of the rotor blade, which cause energy loss; the efficiency of turbine was about 75% at the design point. The results can provide some reference for turbine design of pulse detonation turbine engine.

Key words: pulse detonation combustor (PDC); impulse turbine; turbine efficiency; aerodynamic design; matching mechanism

爆震燃烧与传统燃气涡轮发动机中的等压燃烧相比,具有燃烧效率高、传播速度快、自增压等特点^[1]。脉冲爆震涡轮发动机是 2000 年提出的

一种利用脉冲爆震燃烧室(PDC)替换传统涡轮发动机的等压燃烧室的新概念发动机,主要由 PDC、涡轮和压气机组成。与传统的涡轮发动机

收稿日期:2017-03-01

作者简介:邓芑(1993—),男,硕士生,主要从事燃烧与流动方面研究。

引用格式:邓芑,郑龙席,王凌羿. 脉冲爆震燃烧室与冲击式涡轮匹配机理及效率的数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1864-1871. DENG Peng, ZHENG Longxi, WANG Lingyi. Numerical study on matching mechanism and efficiency of pulse detonation combustor and impulse turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1864-1871.

相比,脉冲爆震涡轮发动机具有循环热效率高(等压循环热效率为 27%,等容循环热效率为 47%,爆震循环热效率为 49%),结构简单,推质比高,单位燃油消耗率低等优点^[2-4],具有很广阔的发展前景。

从国内外发表的文献来看,从数值模拟和试验研究的角度对 PDC 同涡轮组合的问题进行了不少的研究。2007 年美国格伦研究中心的 Zante 等^[5]利用三维计算软件 TURBO 计算 PDC 与单级轴流涡轮的相互作用,采用时间平均的方法,计算出涡轮的绝热效率为 26.7%。2007 年日本东京科技大学 Nango 等^[6]建立了 PDC 与单级轴流涡轮相互作用的二维数值模拟。研究结果表明涡轮转速从 10%的设计转速增加到 150%的设计转速,涡轮绝热效率从 5.1%增加到 53.1%。2013 年美国伯明翰大学 Fernelius 等^[7]设计并搭建了试验系统研究非稳态冷态气流作用下涡轮的效率。研究发现涡轮的质量流量从 0.16 kg/s 到 0.51 kg/s,涡轮对应的转速从 28 600 r/min 到 74 000 r/min。涡轮绝热效率在 52%左右波动。

从公开发表的文献来看,在脉冲爆震燃气作用下涡轮的功率提取效率低且效率的数值变化范围大。这主要是在现有的 PDC 与涡轮匹配研究中,涡轮都是从现有涡轮中通过的简单选型(例如流量相等)获得的,并没有在脉冲爆震来流条件下对涡轮部件进行专门的设计。该选型方法获得的涡轮与 PDC 并不匹配,对非定常高温高压燃气利用率偏低。

本文针对 PDC 出口即涡轮入口燃气为强非稳态的特点,首先,结合涡轮损失机理,确定适合脉冲爆震来流下涡轮的类型;其次,采用一元气动设计方法开展了涡轮部件气动设计工作;最后,运用数值方法对 PDC 与该涡轮相互作用过程进行了计算分析,计算了该涡轮的效率并揭示了 PDC 与涡轮相互作用的机理,为后期脉冲爆震涡轮发动机中的涡轮设计提供一定的参考。

1 冲击式涡轮气动设计流程

1.1 选型分析

由于 PDC 出口气流具有高幅值脉动和大部分焓降集中在短时间内完成的特点^[8-10],使得涡轮对脉冲爆震燃气利用率偏低,主要原因如下:

1) 涡轮进口参数脉动,导致余速损失和撞击损失显著增加。

由于 PDC 出口燃气物理参数呈现周期性的剧烈变化,来流速度(即动叶入口绝对速度) C 亦

将发生周期性剧烈变化;但是圆周速度(即动叶转速) U 在一个循环内变化却很小。因此,速度比(U/C)随着 C 的变化而变化。速度比偏离设计工况,导致涡轮的余速损失和撞击损失增加^[11]。

2) PDC 出口燃气完成大焓降时处于高压状态,导致漏气损失增加。

PDC 出口燃气的大部分焓降集中在第一次爆震波冲击涡轮时,此时燃气处于高压状态,造成涡轮前后压差大,气流容易跨过叶片顶部造成漏气损失^[12]。

通过前面的分析可知在一个爆震循环中,大部分的焓降是在相对集中的短时间内完成的。在这个时间段内,燃气对应的速度 C 数值比较大。此时的圆周速度 U 如前文提到相对固定。在速度比(U/C)低时,小反力度的冲击式涡轮效率(η_t)在比反力度更大的反力式涡轮更高^[13],如图 1 所示。所以小反力度的冲击式涡轮更适合脉冲爆震来流。

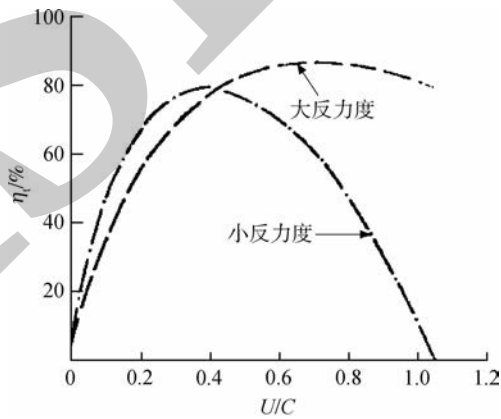


图 1 不同反力度的涡轮效率随速度比的变化曲线
Fig.1 Variation curves of turbine efficiency of different reaction degrees with velocity ratio

通常 PDC 的出口气流质量流量不大,同时燃气排气流速又比较大。通过连续方程计算可以得到,涡轮动叶的叶片必然采用短叶片的形式。当叶片过短时,涡轮与机匣之间的间隙占整个流道的比例就相对高,造成漏气量的增加^[14]。为了减小由于间隙占流道比例过高造成的漏气量,采用部分进气的结构形式。

综上所述,本次设计的涡轮采用部分进气、带小反力度的冲击式涡轮的结构形式。

1.2 一维气动设计

本次设计中选用 PDC 物理模型直径 $D=60$ mm,长度 $L=900$ mm,爆震频率为 100 Hz,燃料与氧化物分别为丙烷和空气。

运用 Fluent 软件对 PDC 出口进行监测,选用文献[15]中经过验证的计算模型,采用时间平均的方法,得到一个爆震循环周期的 PDC 出口气流的平均参数,如表 1 所示。涡轮设计参数,如表 2 所示。

表 1 PDC 出口参数
Table 1 Export parameters of PDC

来流参数	数值
总温 T^*/K	1 291.05
总压 p^*/MPa	0.46
速度 $V/(\text{m/s})$	408.26
质量流量 $\dot{m}/(\text{kg/s})$	0.1815

表 2 涡轮设计参数
Table 2 Design parameters of turbine

设计参数	数值
背压 p/MPa	0.115
膨胀比 π	4

本次小反力度的冲击式涡轮的设计流程图如图 2 所示^[16-17]。一维气动设计的核心是求解速度三角形。在设计过程中,需要对局部进气率进行校核,以防局部进气率过大造成鼓风损失增加。一维气动设计结果,如表 3 所示。速度三角形气动设计结果,如图 3 所示。

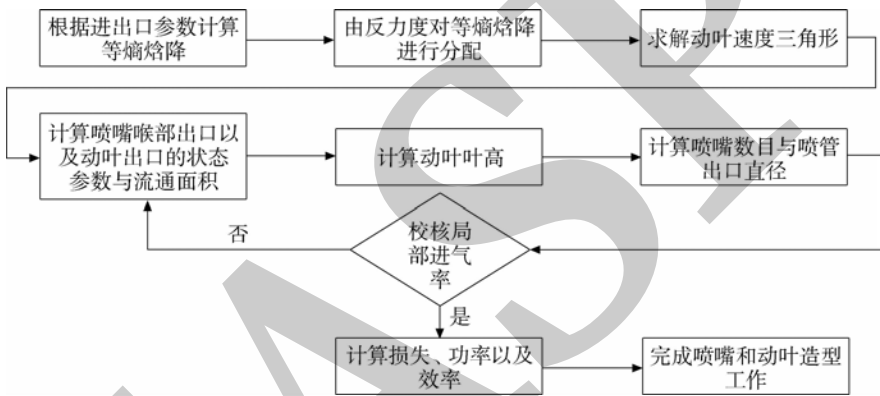


图 2 设计流程示意图
Fig. 2 Design cycle

表 3 一维气动设计结果
Table 3 One-dimensional aerodynamic design results

参数	数值
涡轮转速 $n/(\text{r/min})$	35 000
动叶入口绝对速度 $C/(\text{m/s})$	848.798
动叶出口绝对速度 $C_1/(\text{m/s})$	233.5
动叶片数	58
等熵功率 P/kW	62.16
动叶转速 $U/(\text{m/s})$	403.18
动叶入口相对速度 $W/(\text{m/s})$	481.62
动叶出口相对速度 $W_1/(\text{m/s})$	478.5
动叶叶高 H/mm	30
效率/%	78.17

1.3 涡轮级造型

合理的叶型造型是获得高性能涡轮的关键步骤。由于钻孔喷管具有较低的能量损失和相对简

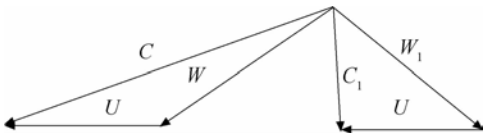


图 3 气动设计速度三角形
Fig. 3 Speed triangle by aerodynamic design

单的工艺结构,本文选用钻孔喷管进行高压气体的膨胀加速;在设计中的涡轮动叶叶片短小,加工成复杂的型面具有一定的困难,本文选用直线和圆弧构成的冲击式叶栅。

本文涡轮平面叶栅的造型参考文献[18]中提供的绘制方法。喷管的几何参数,如图 4 所示。叶片的几何参数,如图 5 所示。

在完成的平面叶栅后,按一定叠加规律沿叶身成型完成涡轮级三维造型。本次设计的径高比为 8.3125。当涡轮径高比 $d_m \geq 8$ 时,推荐采用等截面直叶片设计^[19]。涡轮级三维模型,如图 6 所示。

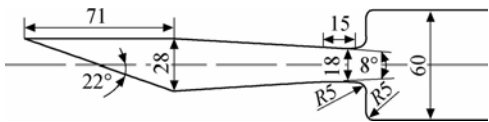


图 4 喷管的几何参数(单位:mm)

Fig. 4 Geometric parameters of nozzle (unit:mm)

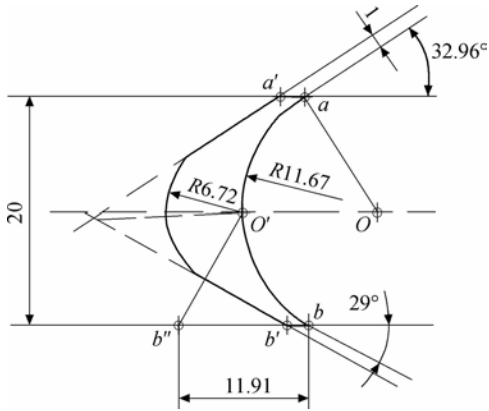


图 5 叶片的几何参数(单位:mm)

Fig. 5 Geometric parameters of blade (unit:mm)



图 6 涡轮级三维模型

Fig. 6 Three-dimensional model of turbine

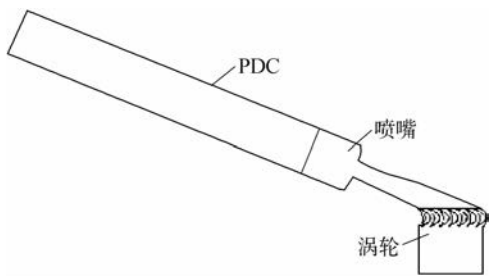


图 7 计算域

Fig. 7 Calculation domain

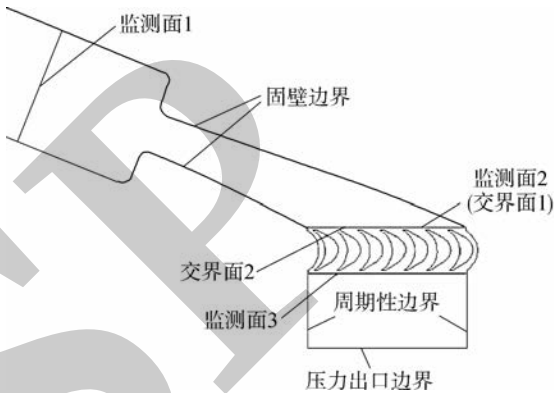


图 8 监测面

Fig. 8 Monitoring surface

2 数值模拟

2.1 计算域

本文应用 FLUENT 软件建立 PDC 与涡轮相互作用的数值模型,计算域组成为“PDC+喷嘴+带小反力度的冲击式叶栅”,计算域中 PDC 的长度为 900 mm,直径为 60 mm,如图 7 所示。

本次数值模拟模型设立了三个监测面,如图 8 所示。在 PDC 的出口设立监测面 1,用来监测 PDC 出口即喷嘴入口的气流状态参数,以便于分析 PDC 的工作状态;在喷嘴出口设立监测面 2,用来监测喷嘴出口(即涡轮入口)的气流状态参数;在涡轮叶栅下方约 2 mm 处设立监测面 3,用来监测涡轮出口的气流状态参数,方便后续的流场分析和性能计算。

数值模拟中以丙烷作为燃料,空气作为氧化

物,采用基于有限体积法的 Fluent 软件求解二维非稳态 N-S 方程。化学反应采用的是层流有限速率反应模型,以丙烷-空气的五组分单步化学反应机理模拟化学反应动力学过程,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁面利用标准壁面函数处理,非定常数值模拟采用 pressure implicit split operator(PISO)算法,空间离散格式采用二阶迎风格式,时间离散格式采用二阶隐格式。非稳态计算的时间步长随着计算过程的推进而逐渐改变,最小时间为 5×10^{-8} s,最大时间步长为 5×10^{-7} s。

2.2 结果分析

图 9、图 10 分别为不同时刻 PDC 与涡轮相互作用压力和温度云图。本次 PDC 与涡轮相互作用的数值模拟,主要分为两个阶段。第一个阶段:由爆震波退化的主激波在喷嘴内的传播与相互作用;第二个阶段:主激波在涡轮叶栅内的传播与相互作用。

第一阶段是从 $t = 0.1904$ ms 开始,到 $t = 0.3104$ ms 结束。

从压力云图可以得到,在 $t = 0.2504$ ms 时,前行的强激波传到喷嘴区域的收缩段。主激波碰到收敛的喷嘴壁面产生两道反射激波;在 $t =$

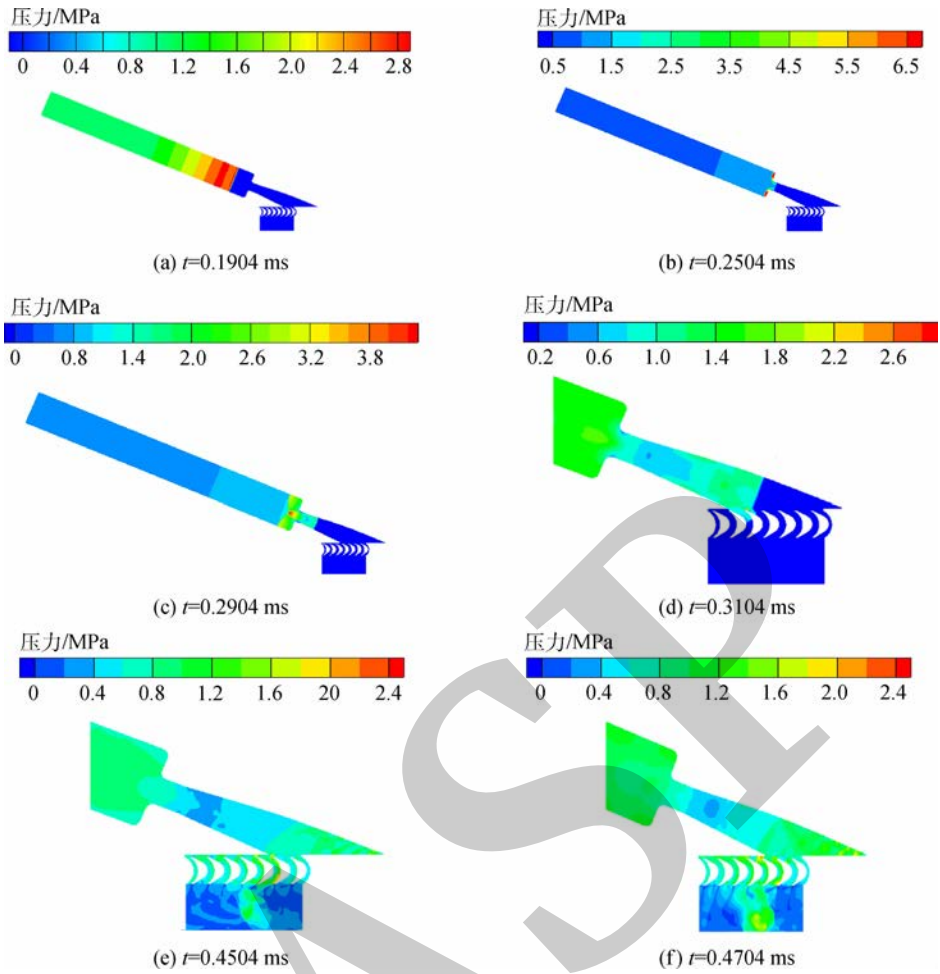


图 9 压力云图

Fig. 9 Pressure contour

0.2904 ms 时,从壁面反射的两道激波向上游传播,不断交汇作用,最后形成道向上游传播的强反射激波。

从温度云图可以得到,在 $t=0.1904$ ms 时,由于喷嘴内为空气,化学反应区没有化学反应,主激波与化学反应区发生分离,爆震波退变为前行的主激波;在 $t=0.2904$ ms 时,由于喷嘴的流通能力有限,燃气无法同时通过喷嘴,造成燃气收缩部分大量的堆积,形成明显的高温区。

第二阶段是从 $t=0.3104$ ms 开始到 $t=0.4704$ ms 结束。从压力云图可得, $t=0.3104$ ms 时,前行的主激波进入涡轮动叶叶栅,在动叶前缘生成反射激波;当 $t=0.4504$ ms 时,前行的激波通过部分涡轮叶栅,在涡轮动叶压力面生成第三道反射激波,向上游传播;当 $t=0.4704$ ms 时,激波通过全部的涡轮叶栅到达开口端。

从温度云图可得, $t=0.4504$ ms,燃气进入动叶区域,由于动叶流通能力有限,并在动叶区域前堆积。

图 11 为在单次爆震波冲击下涡轮级进、出口静压随时间的变化曲线。不难发现,喷嘴入口面的静压出现多对双峰值。双峰值依次是前行的主激波和反射激波。压力峰值持续下降,由此可看出反射波强度随着反射次数的增加减小。

图 12 为涡轮进、出口质量流量随时间的变化曲线。燃烧产物进入涡轮进口面,涡轮进口的质量流量急剧增加,由于涡轮的流通能力有限,大量的燃气在入口处堆积。随后由于反射激波,造成燃气回流,使得进口面的质量流量为负值。当第一道反射激波经爆震管头部反射重新到达涡轮进口平面,这时候会产生第二个质量流量峰值。相比较于进口面质量流量变化,涡轮出口平面质量流量变化更加平稳。出口面的最大峰值仅为进口面最大峰值的 47%,而且在出口面没有观察到回流现象,这说明爆震燃气经过涡轮后脉动减轻,流动更加平稳^[20]。

将稳态的涡轮效率计算公式推广到非稳态来流条件的推广思路之一就是周期积分法。假设燃

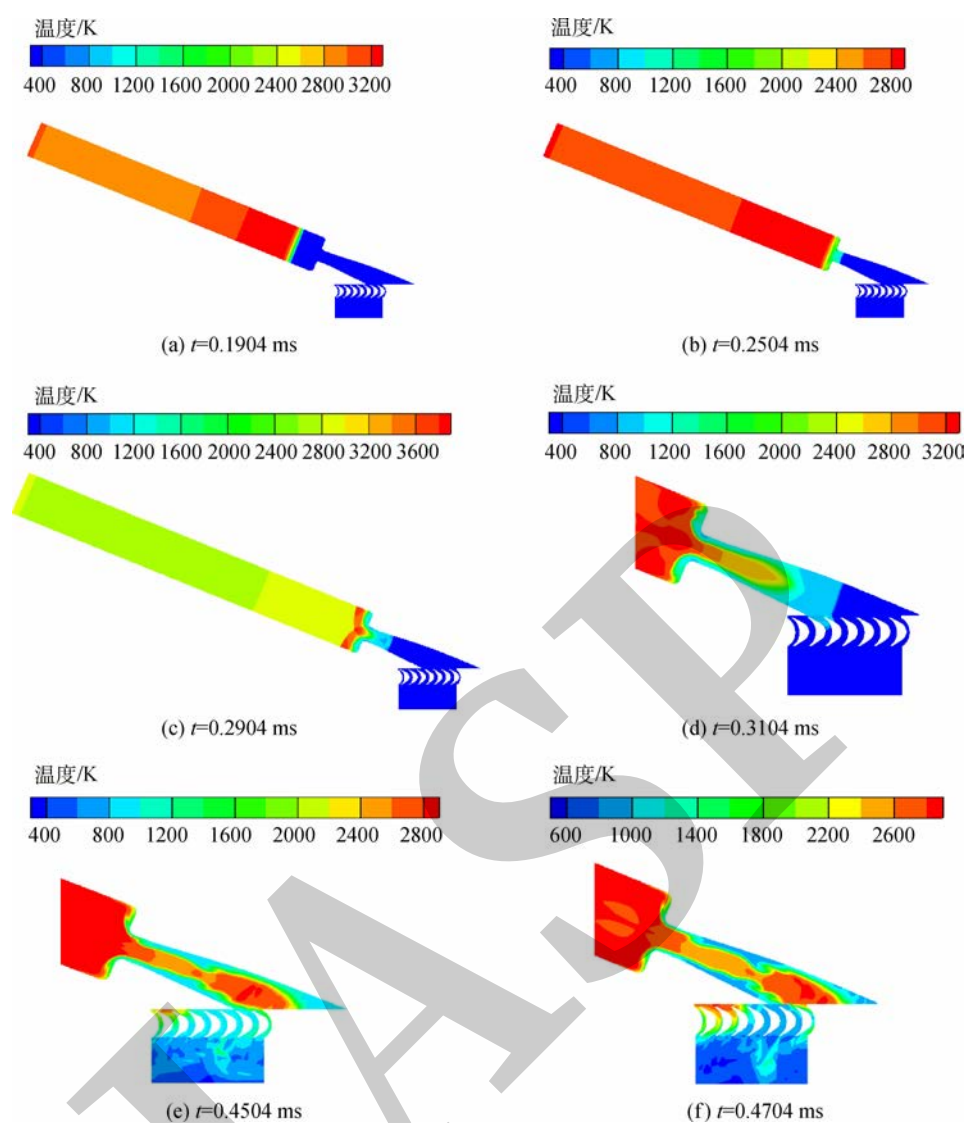


图 10 温度云图
Fig. 10 Temperature contour

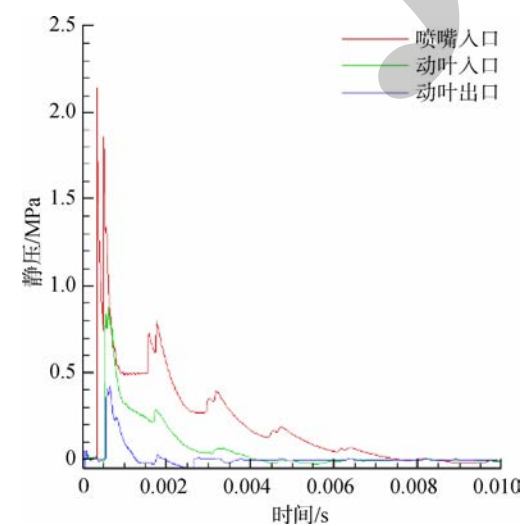


图 11 涡轮级进、出口静压随时间的变化曲线
Fig. 11 Turbine inlet and outlet static pressure-time curves

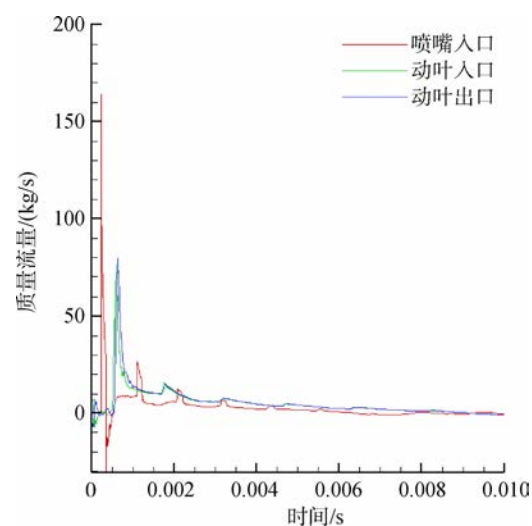


图 12 涡轮级进、出口质量流量随时间变化曲线
Fig. 12 Turbine inlet and outlet mass flow-time curves

气在涡轮内瞬间完成膨胀做功过程,则可得非稳态涡轮效率计算公式,如式(1)

$$\eta_t = \frac{W_s}{W_e} = \frac{\int_0^{t_{\text{cycle}}} (\rho_i u_i A_i T_{i^*} - \rho_e u_e A_e T_{e^*}) dt}{\int_0^{t_{\text{cycle}}} \rho_i u_i A_i T_{i^*} \left[1 - \left(\frac{p_e^*(t)}{p_i^*(t)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] dt}$$

(1)

式中 W_s 为涡轮实际功, W_e 为涡轮等熵功, ρ_i 为入口密度, u_i 为入口速度, A_i 为入口面积, T_{i^*} 为入口总温, ρ_e 为出口密度, u_e 为出口速度, A_e 为出口面积, T_{e^*} 为出口总温, p_i^* 为入口总压, p_e^* 为出口总压。

图 13、图 14 分别为涡轮级进、出口总温和温差随时间的变化,涡轮级进、出口总压随时间的变化。

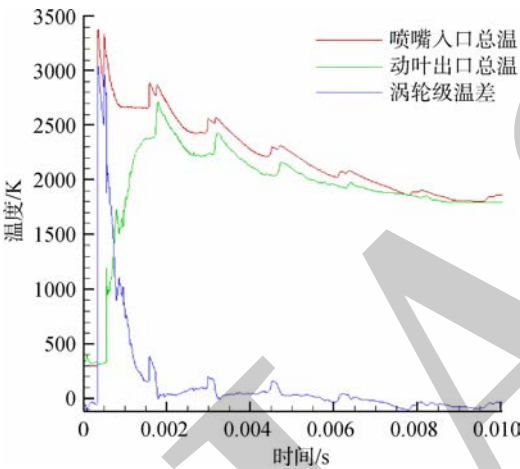


图 13 涡轮级进、出口总温和温差随时间的变化曲线
Fig. 13 Turbine inlet and outlet total temperature, temperature difference-time curves

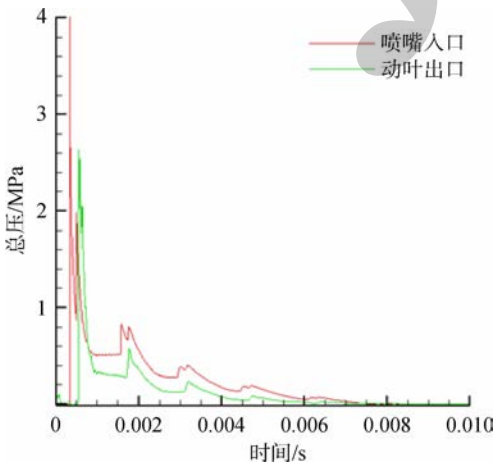


图 14 涡轮级进、出口总压随时间的变化曲线
Fig. 14 Turbine inlet and outlet total pressure-time curves

运用周期积分法分别计算在转速为设计转速(n_d)的 80%、100%、120%时涡轮的效率,如表 4 所示。

表 4 不同转速下涡轮效率
Table 4 Turbine efficiency at different speeds

工况点转速	等熵功率/kW	实际功率/kW	效率/%
80% n_d	59.77	40.34	67.692
100% n_d	55.88	41.9	74.982
120% n_d	55.1	39.61	71.887

3 结 论

本研究针对 PDC 与涡轮共同工作时,涡轮入口为强非稳态气流的特点,开展涡轮的气动设计工作,基于 Fluent 软件计算所设计涡轮的效率和探究 PDC 与涡轮相互作用的机理,通过研究得到以下结论:

- 1) 结合强非稳态来流情况下涡轮损失机理,部分进气、带小反力度的冲击式涡轮更适合脉冲爆震来流。一维气动设计结果:涡轮级进出口膨胀比为 4,质量流量为 0.181 5 kg/s,效率为 78.17%。
- 2) 通过数值模拟结果表明:主要在喷嘴收缩段、叶片前缘、涡轮压力面产生反射激波。燃烧产物进入涡轮进口面时,涡轮进口的质量流量急剧增加,由于涡轮的流通能力有限,大量的燃气在入口处堆积。随后由于反射激波,造成燃气回流。
- 3) 运用周期积分法求得:在设计点涡轮效率为 74.982%,与设计值误差约为 3%;当涡轮转速为设计转速的 80%时,涡轮效率为 67.692%;当涡轮转速到设计转速的 120%时,其涡轮效率为 71.887%。

4) 结合上述研究结果,在后期脉冲爆震涡轮发动机的涡轮设计中,可采取一系列的措施例如采用可变截面喷嘴结构以适应涡轮来流质量流量的变化、通过改变 PDC 的填充系数以减小 PDC 出口参数变化程度。

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] 郑龙席,卢杰,严传俊,等. 脉冲爆震涡轮发动机研究进展[J]. 航空动力学报,2014,29(5):993-1000.
ZHENG Longxi, LU Jie, YAN Chuanjun, et al. Research progress on pulse detonation turbine engine[J]. Journal of

Aerospace Power,2014,29(5):993-1000. (in Chinese)

[3] 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[J]. 航空动力学报,2013,28(12):2731-2736.
LI Xiaofeng,ZHENG Longxi,QIU Hua,et al. Two phase pulse detonation turbine engine original rational test[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(12):2731-2736. (in Chinese)

[4] 邓君香,郑龙席,严传俊,等. 脉冲爆震燃烧室与涡轮相互作用的试验[J]. 航空动力学报,2009,24(2):307-312.
DENG Junxiang,ZHENG Longxi,YAN Chuanjun,et al. Experimental investigations of interaction of a pulse detonation combustor with a turbine[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(2):307-312. (in Chinese)

[5] ZANTE D V,ENVIA E,TURNER M G. The attenuation of a detonation wave by an aircraft engine axial turbine stage[R]. NASA/TM-2007-214972,2007.

[6] NANGO A,INABA K,KOJIMA T,et al. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA-2007-1176,2007.

[7] FERNELIUS M,GORRELL S,HOKE J,et al. Design and fabrication of an experimental test facility to compare the performance of pulsed and steady flow through a turbine [R]. AIAA-2013-0886,2013.

[8] 黄玥. 脉冲爆震发动机喷管性能的数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
HUANG Yue. Numerical simulation of nozzle performance in pulse detonation engine[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005. (in Chinese)

[9] 严传俊,何立明,范玮,等. 脉冲爆震发动机的研究与发展[J]. 航空动力学报,2001,16(3):212-217.
YAN Chuanjun,HE Liming,FAN Wei,et al. Research and development of pulse detonation engine [J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(3):212-217. (in Chinese)

[10] 李晓丰,郑龙席,邱华. 脉冲爆震燃烧室与径向涡轮相互作用数值模拟研究[C]// 第三届爆轰与爆震发动机研讨会. 西安:中国航空学会,2013:76-80.

[11] 楚武利,刘前智,胡春波,航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009:150.

[12] 邹正平. 航空燃气轮机涡轮气体动力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014.

[13] 华琛,嘉诺塔. 内燃机涡轮增压器原理[M]. 北京:中国铁道出版社,1990.

[14] 张睿刚. 超高膨胀比涡轮机气动性能研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
ZHANG Ruigang. Research on aerodynamic performance of ultra-high expansion turbine[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2014. (in Chinese)

[15] 罗俊,何立明,陈灯. 二维爆震波数值模拟[J]. 推进技术,2008,29(1):29-32.
LUO Jun,HE Liming,CHENG Deng. Numerical simulation of two-dimensional detonation wave[J]. Journal of Propulsion Technology,2008,29(1):29-32.

[16] 蒋彬,罗凯,高爱军,等. 一种微型部分进气冲动式涡轮机设计方法[J]. 鱼雷技术,2015,23(5):353-358.
JIANG Bin,LUO Kai,GAO Aijun,et al. Design method of a miniature partial intake impulse turbine [J]. Torpedo Technology,2015,23(5):353-358. (in Chinese)

[17] 赵寅生. 鱼雷涡轮机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2002.

[18] 刘广涛. 大膨胀比涡轮级内流场数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
LIU Guangtao. Numerical simulation of turbulent flow in large expansion ratio [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2014.

[19] 舒士甄. 叶轮机械原理[M]. 北京:清华大学出版社,1991.

[20] 蒋联友,严传俊,邓君香,等. 爆震波与涡轮叶片相互作用的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(1):60-64.
JIANG Lianyou,YAN Chuanjun,DENG Junxiang,et al. Numerical simulation of the interaction between detonation wave and turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(1):60-64. (in Chinese)

(编辑:陈 越)