

文章编号: 1000-8055(2009)01-0060-05

爆震波与涡轮叶片相互作用的数值模拟

蒋联友, 严传俊, 邓君香, 郑龙席
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 应用计算流体力学(CFD)方法, 对脉冲爆震波与涡轮叶片相互作用进行了初步数值模拟. 以化学恰当比氢气空气混合物为反应物, 仅考虑爆震波对涡轮静止叶片的作用. 模拟结果表明: 爆震波在通过涡轮叶片后, 峰值压力发生衰减, 并产生一向上游传播的激波, 这有利于缓解爆震波对叶片的脉动冲击作用, 但同时在涡轮叶片前缘会产生高压区, 使叶片承受的应力很大. 在爆震管出口压力变化图中可以看到由于激波经过叶片前缘和爆震室前端壁不断反射形成的多对不断衰减的双波峰.

关 键 词: 脉冲爆震发动机; 数值模拟; 涡轮叶片; 双波峰

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerical simulation of detonation wave interacting with turbine blade

JIANG Lian you , YAN Chuan jun, DENG Jun xiang, ZHENG Long xi
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper conducted preliminary numerical simulation of their interactions by means of CFD method. The stoichiometric hydrogen-air mixture was employed as reactants and 1-step finite rate reaction model was used to investigate the interaction of detonation wave with a stationary blade. The simulation results indicate that the detonation wave attenuates after passing the blade passage, and generates a strong compression wave reflecting back upstream from leading edge of blade at the same time. This mitigates the pulse effect on turbine blade and causes a short period of back mass flow at turbine inlet surface. A high pressure environment is formed at the leading edge. The pressure time sequences at pulse detonation engine(PDE) exit surface shows many pairs double peaks are gradually attenuated.

Key words: pulse detonation engine (PDE); numerical simulation; turbine blade; double peaks

脉冲爆震发动机(Pulse detonation engine, 简称 PDE) 是一种利用脉冲式爆震波产生推力的一种新概念发动机. 由于这种发动机具有自增压能力、热循环效率高、结构简单、重量轻等优点, 可用于导弹、靶机上, 成为世界各国发动机研究热点之一. 近年来, 人们对基于爆震燃烧燃气涡轮发动

机的研究感兴趣, 它用脉冲爆震燃烧室代替传统燃气涡轮发动机主燃烧室, 实现发动机从等压循环向爆震循环方式的转变, 从而进一步提高发动机的推力, 降低单位燃油消耗率, 减少压气机和涡轮的级数, 减轻发动机的重量, 提高发动机的推重比, 形成新型发动机^[1].

在国内外公开发表的文献中, 对 PDE 同涡轮相结合的方案已进行了不少实验研究, 文献[2] 对带汽车涡轮增压器的脉冲爆震发动机进行了实验研究, 在经历上万次爆震后涡轮叶片仍保持完好, 这说明将 PDE 同涡轮相结合的方案是可行的. 但试验很难测量爆震波与涡轮叶片的相互作用, 因此有必要对 PDE 同涡轮叶片的相互作用进行 CFD 模拟, 这对研究爆震波同叶片相互作用的详细机理, 及其对叶片进行优化设计有重要的指导意义. 文献[3] 利用一维程序算出爆震波传播到管口时爆震管内参数特性, 再同传统发动机单级轴流涡轮相结合, 利用 TURBO 求解器对其进行数值模拟, 研究表明压力通过涡轮后发生衰减, 由于采用一维程序计算爆震室流场, 与实际情况相差较大. 本文应用 CFD 方法, 对其相互作用进行了二维数值模拟. 由于问题的复杂性, 作为第一步, 模拟中, 以化学恰当比氢气空气混合物为反应物, 仅考虑爆震波对涡轮静止叶片的作用.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

二维非稳态 N-S 方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} = S$$

其中 U 为求解变量, E, F 分别为两个坐标方向的无粘通量, E_v, F_v 分别为两个坐标方向的粘性通量, S 为源项. 各符号具体定义如下:

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho \\ \rho e \\ \rho Y_i \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uw \\ u(\rho e + p) \\ \rho u Y_i \end{bmatrix},$$
$$F = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho w \\ \rho v^2 + p \\ v(\rho e + p) \\ \rho v Y_i \end{bmatrix}, E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + k(\partial T / \partial x) \\ \frac{\mu}{Sc} \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{bmatrix},$$
$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + k(\partial T / \partial y) \\ \frac{\mu}{Sc} \frac{\partial Y_i}{\partial y} \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_i \end{bmatrix}$$

本文采用氢气与空气为反应物、单步有限速率化学反应模型、标准 $k-\epsilon$ 湍流模型及壁面函数处理方法^[4], 并应用有限体积法求解以上守恒方程.

1.2 计算域

如图 1 所示, 计算区域网格均采用非结构三角形网格, 包括爆震管区、涡轮叶片区、尾部区. 其中, 爆震管区长 50 cm, 宽 6 cm, 网格数为 45 576; 涡轮叶片区网格数为 18 276, 叶片弦长为 7 cm, 在叶片前缘和尾缘附近网格加密; 尾部区网格数为 6822. 爆震管前端模拟阀门, 在填充空气和燃料时为压力进口, 在爆震点火起爆时为壁面边界. 上下壁面和涡轮叶片壁面均采用绝热壁面.

涡轮进口面 (Turbine inlet) 在涡轮叶片上游 0.5 cm 处, 涡轮出口平面 (Turbine outlet) 在涡轮叶片下游 0.5 cm 处, 并与涡轮进口面平行. 爆震管出口面 (PDE exit) 距前端壁 45 cm (距涡轮进口面 4.5 cm)

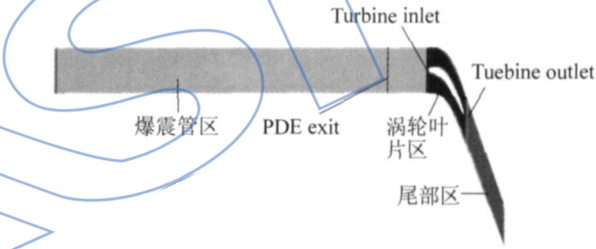


图 1 计算域网格

Fig. 1 Computational grids

1.3 求解步骤

- 1) 稳态求解: PDE 进口压力为 121 590 Pa、总温为 300 K, 填充空气; 出口压力设为 101 325 Pa, 最终获得稳态收敛流场解.
- 2) 填充反应物: 填充预混化学恰当比的氢气空气混合物, 进出口温度、压力同第一步相同.
- 3) 爆震起爆与传播: 关闭阀门, 在封闭端起爆, 爆震波向下游传播, 传到管外.
- 4) 排气过程: 膨胀波进入, 爆震产物排出管外, 直到封闭端压力下降到进口压力.

其中步骤 2) 至步骤 4) 为非稳态求解, 由于本文只进行单循环模拟, 如果进行多循环模拟, 在步骤 4) 后还需要填充隔离气体, 再进行步骤 2) 在非稳态计算中各步骤在爆震周期内占所用的时间如表 1 所示.

根据表 1 的时间分配及上述的边界条件, 反应物填充速度约为 50 m/s, 填充比约为 0.9, 即填

充到爆震管出口面(PDE exit);爆震波起爆与传播时间即为爆震波在封闭端点火时刻起爆到爆震波传播到爆震管出口面所需的时间;排气时间即为爆震波传播到出口面时刻起到推力壁压力下降到充气压力时所需的时间。

表 1 PDE 循环各步骤所占用时间
Table 1 Time distribution in PDE cycle

求解步骤	时间/ ms
填充反应物	9.0
爆震起爆与传播	0.4
排气	5.6

2 模拟结果分析

图 2 为涡轮进口面、出口面质量流量随时间变化关系曲线(纵轴坐标值为实际流量同涡轮进口最大流量的比值)。在 $t=9.25\text{ ms}$ 左右时,燃烧产物进入涡轮进口面,涡轮进口的质量流量急剧升高,随后由于叶片反射爆震波,造成回流,使得进口面的质量流量为负值,第二个峰值是经叶片反射激波经爆震管前端壁再次反射到达涡轮进口平面引起的(从图 5(f) 也可以看到该反射波)。涡轮出口平面质量流量变化比进口平面平稳,其最大峰值仅为涡轮进口质量流量最大峰值的 40%,且没有出现回流现象。这说明了涡轮叶片有助于减轻爆震波的脉动工作特性。

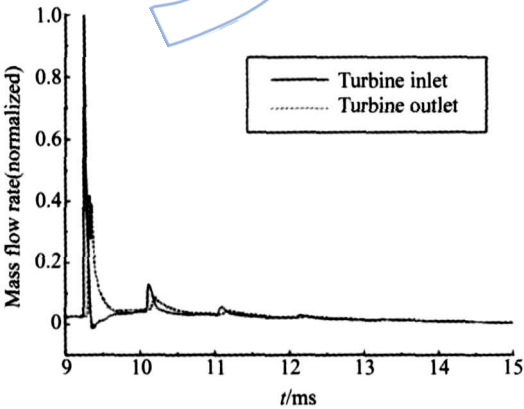


图 2 涡轮进、出口面质量流量随时间的变化
Fig. 2 Comparisons of time histories of mass flowrate at the surfaces of turbine inlet and turbine outlet

图 3 为爆震管出口(PDE exit)面、涡轮进口面、涡轮出口面平均静压随时间的变化关系。可以清楚看到爆震管出口(PDE exit)面的压力出现多

对双峰值,第一对峰值分别是由爆震波和叶片反射激波引起的,激波经过爆震管前端壁和涡轮叶片多次反射,峰值不断衰减。经过涡轮叶片后,静压也有一定程度的衰减。

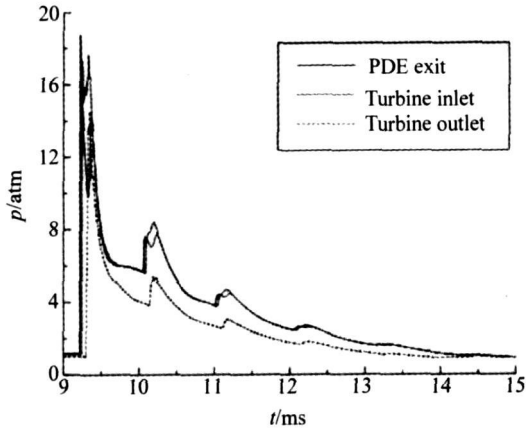


图 3 PDE exit 面、涡轮进、出口面压力随时间的变化
Fig. 3 Comparisons of time histories of pressure at PDE exit, turbine inlet and turbine outlet

图 4 为涡轮进口面、涡轮出口面平均温度随时间的变化关系。可以看出,燃气流通过静叶片后温度减低了 200 K 左右。

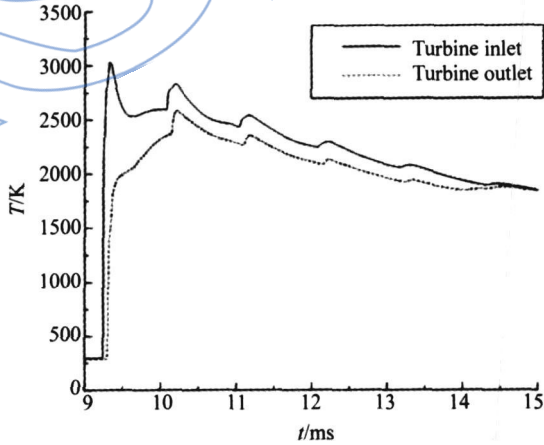


图 4 涡轮进、出口温度随时间的变化
Fig. 4 Comparisons of time histories of temperature at turbine inlet and turbine outlet

图 5、图 6 分别为各个不同时刻压力和温度分布等值线图。其中(b)、(c)为爆震波传播到叶片前缘时的流场,由静压分布图可以看出,在叶片前缘产生很强反射激波,该反射激波向上游传播,如图 5、图 6(d)至(f)。叶片前缘高温燃气流发生滞止,压力急剧升高,可达 40 个大气压,是爆震波理论峰值(CJ)压力的两倍多;另一部分通过涡轮叶片通道的激波,强度有所减弱。在上壁面和叶片压力面存在局部的高压区。在 $t=10.1\text{ ms}$ 时,经前

端壁反射的激波到达涡轮进口面, 引起了涡轮进口面质量流量和压力的再次升高.

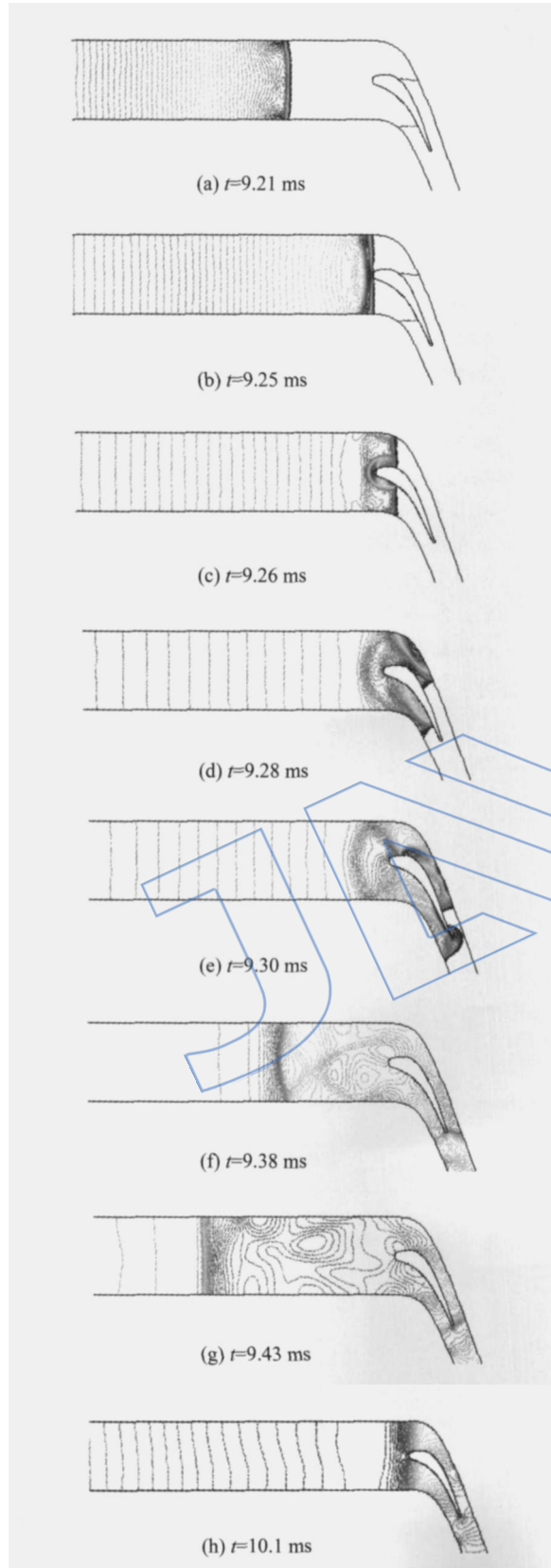


图 5 不同时刻压力等值线图

Fig. 5 Time history of pressure contours

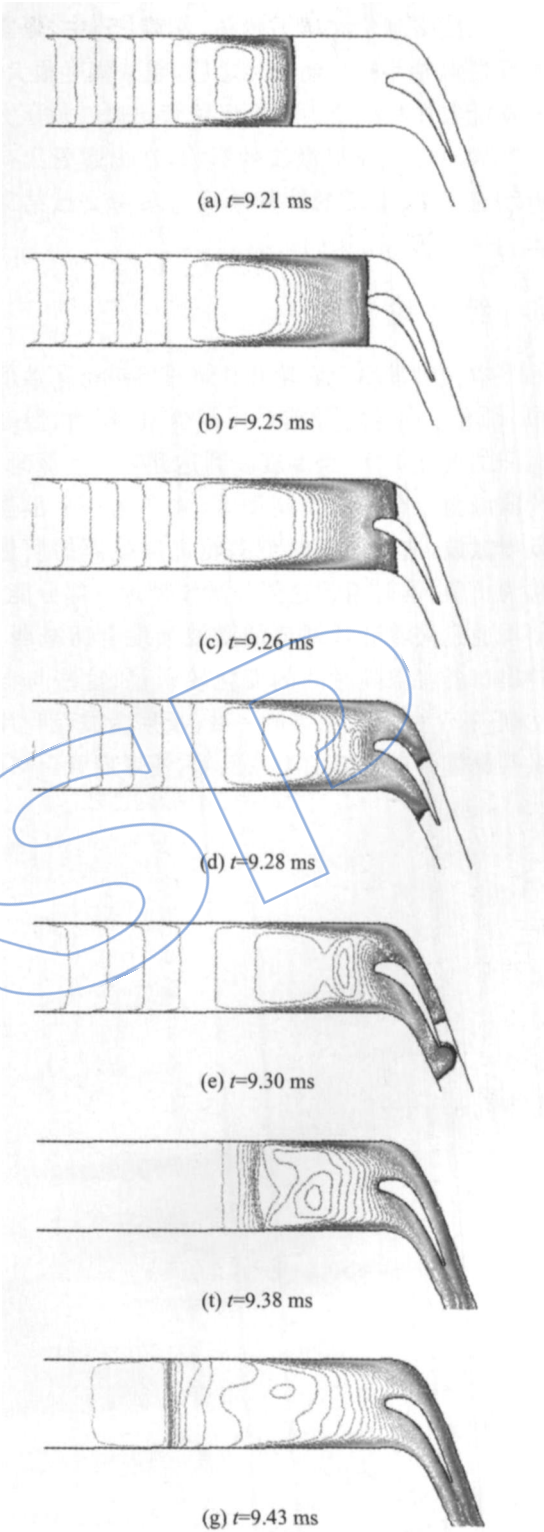


图 6 不同时刻温度等值线图

Fig. 6 Time history of temperature

为了考核计算结果的可靠性, 现将计算结果与参考文献[3-5]的模拟结果进行比较. 参考文献[3]中, 当爆震波传播到叶片前缘时, 在叶片前缘附近形成高压区, 同时也产生反射激波, 该反射激波再经前端壁和叶片前缘反射后变得非常弱了,

所以只能看到两次压力峰值. 文献[5] 中, 爆震波在经过涡轮静叶和动叶片之后, 衰减幅度很大, 涡轮动叶出口峰值压力仅为爆震管出口峰值压力的 1/3, 同时由于反射激波的影响, 在爆震管出口也有回流发生. 本文的计算结果与参考文献结果基本相一致.

3 结 论

本文对带单个涡轮叶片爆震管进行了数值模拟, 研究了涡轮叶片前后质量流量、压力、温度随时间的变化关系. 当爆震波到达叶片前缘时, 叶片前缘附近存在滞止高压区, 并产生一个很强的反射激波, 造成了该时刻涡轮进口截面的质量流量为负值; 同时由于这部分激波带走一部分能量, 使得通过涡轮叶片通道的激波强度有所减弱, 涡轮出口各参数随时间的变化较平稳; 这些与参考文献[3, 5] 的模拟结果相一致. 反射激波经叶片前缘和爆震管前端壁的不断反射, 使爆震管出口的

压力变化出现多对不断衰减的双波峰. 本文为今后对爆震波同动叶片相互作用的研究做了铺垫.

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] Schauer F, Bradley R, Hoke J. Interaction of a pulsed detonation engine with a turbine[R]. AIAA 2003-891.

[3] Nango A, Inaba K. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA 2007-1176.

[4] 李牧, 严传俊, 王治武, 等. 障碍物强化爆震起爆和传播的数值模拟与验证 [J]. 西北工业大学学报 2006, 24(3): 299-303.

LI Mu, YAN Chuanjun, WANG Zhiwu, et al. Numerical simulation of and experimental study on effect of ring obstacles on detonation initiation and propagation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(3): 299-303. (in Chinese)

[5] Van Zante D, Envia E. The attenuation of a detonation wave by an aircraft engine axial turbine stage[R]. ISABE 2007-1260.