

内燃波转子非定常流动和燃烧特性分析

巩二磊 李建中 韩启祥 王家骅

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:为研究内燃波转子内非定常流动和燃烧特性,在分析内燃波转子的结构和工作特点的基础上,建立了内燃波转子简化二维模型。采用数值模拟的方法,研究内燃波转子内非定常流动过程中预压缩作用对混气总压和温度的影响,冷态流动过程中混气的分布以及混气与新鲜空气接触面形状的变化。采用热射流点燃内燃波转子内形成的可燃混气,研究转子通道内燃烧特性。研究表明:通过内燃波转子预压缩,通道内气体的总压提高了 32%,总温提高了 10.4%;混气与空气接触面的扭曲变形程度受到内燃波转子作用时序和通道内的轴向速度分布影响;热射流成功点燃通道内可燃混气,实现了转子通道内可燃混气的爆震燃烧,爆震波峰值压力约 2 MPa,爆震波传播速度在 2 600~2 800 m/s 范围内。

关键词:内燃波转子;非定常流动;等容燃烧;爆震;数值模拟

中图分类号:V235.22 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)03-0309-07

Analysis of Unsteady Flow and Combustion Characteristics of Combustion Wave Rotor

Gong Erlei, Li Jianzhong, Han Qixiang, Wang Jiahua

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to study the unsteady flow and combustion characteristics of combustion wave rotor, the simplified two-dimensional model is established based on the analysis of combustion wave rotor structure and working principle. The impact of pre-compression on the flow total pressure and temperature is numerically simulated during the unsteady flow process occur in combustion wave rotor channel, and the gas distribution as well as the fuel-air interface shape distortion are studied. Finally, the combustion characteristics are researched. By the conducted pre-compression, the flow total pressure is increased by 32% and the total temperature by 10.4%. The distortion of fuel-air interface is controlled by both timed sequence and channel axial velocity. Combustion in wave rotor channel is ignited by hot-jet igniter. Detonation combustion is accomplished. The peak pressure of the detonation wave approaches 2 MPa. Detonation wave propagation velocity is 2 600—2 800 m/s.

Key words: combustion wave rotor; unsteady flow; constant volume combustion; detonation; numerical simulation

内燃波转子发动机是一种集波转子增压技术和燃气涡轮发动机技术为一体的新型动力装置,它由内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机取代传统燃烧

室构成,在利用不稳定的波实现不同能量密度的气流进行能量快速交换的同时采用等容燃烧模式,具有热循环效率高、增压比高、污染物排放低、低油耗

和自冷却等优点,是未来航空发动机的重要发展方向之一^[1-5]。

国外针对内燃波转子做了大量研究,如1956~1959年,GE公司设计、制造了一台内燃波转子样机,并以此为基础做了验证性试验研究,研究结果表明,采用内燃波转子后发动机燃油消耗率降低了15%,同时发动机的重量和制造成本大大降低。美国多家研究机构针对内燃波转子应用于燃气涡轮发动机方案的可行性、内燃波转子基础理论和所设计的关键技术开展了大量研究^[6-9],如NASA选择501-KB5S为基准,探索了内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机作为核心机技术,相对于基准发动机,研究结果表明,采用内燃波转子技术之后,验证机的压气机压比有所降低,这样可以使压气机减少2~3级,达到减小发动机重量的目的,同时发动机轴功率提高了17.7%,耗油率降低了10.5%。近年来,Allison先进技术开发公司(Allison Advanced Development Company, AADC)和印第安纳大学与普渡大学印第安纳波里斯联合分校(Indiana University Purdue University Indianapolis, IUPUI)正在对采用爆震和接近爆震燃烧模式的内燃波转子的流动、燃烧过程和性能进行数值和试验研究,于2009年5月完成了内燃波转子燃烧室试验系统的设计和建造,并在低压环境下进行了初步试验,波转子转速为2 150 r/min,采用丙烷为燃料,空气为氧化剂,独立的热射流点火装置用于点燃混气。Akbari等人^[10]建立了理论分析模型,对内燃波转子应用于燃气涡轮发动机展开性能计算,计算结果表明,将内燃波转子应用于燃气涡轮发动机后,发动机的热循环效率提高了20%,燃油消耗率降低了17%。

Khalid等人^[11]以现有的商业CFD计算软件为基础,探索了适用于内燃波转子的计算方法,并建立二维计算模型,数值模拟研究了内燃波转子内混气分布规律及其影响因素,研究结果揭示了在多维效应的影响下,要在内燃波转子内实现预期的燃料填充量和混气分布具有很大的挑战性。2010年,Matsutomi等人^[12]以乙烯为燃料进行了内燃波转子试验研究,给出了多种燃料供给方案,并在一定的条件下成功实现了增压燃烧,将试验测得的数据与数值模拟结果对比,有利于数值计算方法的优化和改进,作为首次公开发表的试验数据,对内燃波转子的进一步研究具有指导意义。本文在分析内燃波转子的结构特点和工作原理的基础上,建立内燃波转子简化二维模型,较全面地数值模拟研

究内燃波转子通道内非定常流动特性、混气形成及燃烧特性。

1 内燃波转子

波转子从流动特点上分为通流波转子和回流波转子,从燃烧过程发生位置又可以分为内燃波转子和外燃波转子,其中内燃波转子的燃烧过程发生在波转子通道内,图1为典型内燃波转子结构,其主体部分转子由一系列围绕轴旋转的面积固定的直通道所组成,像一个圆柱形的鼓筒,当鼓筒旋转时,两侧端板上的具有不同作用的端口控制不同流体进出通道,波转子通道的两端周期性地暴露于静止端板上的端口中,于是产生了复杂波系的运动和相互作用,这些不稳定波实现了不同能量密度气体间能量快速交换。图2以单通道为例说明了内燃波转子的工作过程。I:选择填充过程结束后为起点,此时通道两端被静止端板封闭,通道右端为可燃混气,左端为起隔离作用的纯净空气;II:随着通道的继续旋转,位于出口端板上的热射流点燃混气,火焰在封闭容积内迅速发展成爆震燃烧向左传播,爆震波后压力和温度迅速升高实现增压燃烧;III:燃烧完全后,通道旋转到排气端口位置,出口的低压环境产生一束膨胀波加速高温燃气排出;IV:通道内的高温燃气充分膨胀后,通道旋转到进气端口位置,开始新一轮的填充过程,填充气体包括燃混气和新鲜空气,新鲜空气主要是用来隔离可燃混气和未完全排出的高温燃气,避免发生热自燃;V:由于通道出口端板封闭,气流发生滞止产生一道向左传播的激波,波后气体压力的升高称为内燃波转子的预压缩作用;VI:当激波传播到通道左端时,进口端恰好被进口端板封闭,填充过程完成,开始进入新一轮的循环。

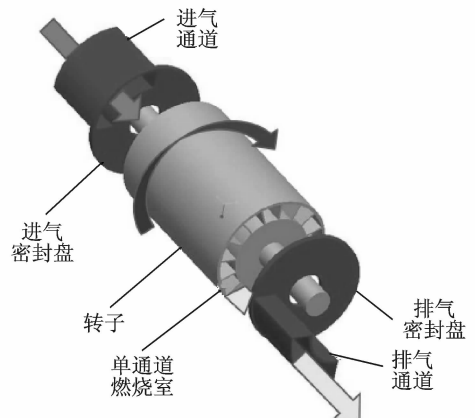


图1 典型内燃波转子结构

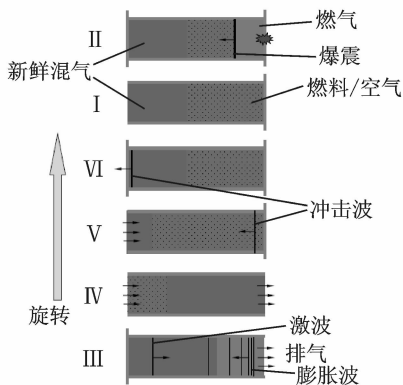


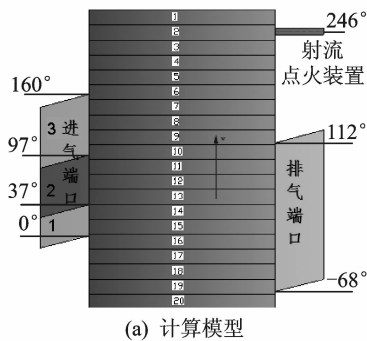
图 2 内燃波转子工作原理

内燃波转子发动机的波转子取代了传统发动机的燃烧室,燃料在波转子通道内完成燃烧过程,通常采用爆震燃烧或接近爆震燃烧实现高热效率的等容、增压燃烧。由于燃烧过程在封闭空间内完成,因此内燃波转子发动机可以获得比脉冲爆震发动机更高的压力增益,而且由于多通道旋转时序工作,克服了脉冲爆震发动机阻力损失大、非稳态输出推力等固有缺点,充分发挥了波转子增压技术和脉冲爆震燃烧的优点。

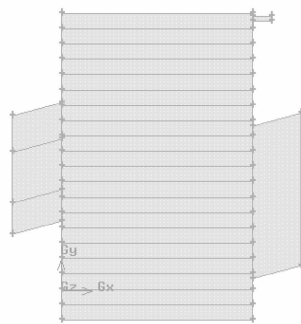
2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

研究表明,采用一维模型进行数值模拟方法所获得的研究结果可与试验结果较好地吻合^[6],但该模型只考虑沿通道轴向的运动及能量交换,本文在此基础上对内燃波转子模型进行简化,图 3 给出内燃波转子的二维简化物理模型及其网格划分,该模型将内燃波转子通道沿中径展开,忽略内燃波转子内流动与燃烧过程的三维效应,且忽略波转子通道之间的壁厚影响。计算区域包括进气端口、排气端口、射流点火装置和转子通道 4 个部分,其中进气端口分为 3 个部分,端口 1 和端口 3 为空气进口,端口 1 的作用是将上一循环的高温燃气与可燃混气隔开,避免热自燃,端口 3 使点火前通道右端充满可燃混气而左端充满纯净空气,端口 2 的作用是填充可燃混气(本文选择恰当比氢氧混气),忽略图 1 中进排气密封盘结构,只考虑流体区域,进排气端口和射流装置与转子通道之间的参数交换通过 Interface 实现,用通道的平移运动代替原来的旋转运动。模型包括 20 个通道,计算起始时,1 号通道的上边缘位于零度起始角的位置,并沿图中所示的运动方向向上运动,运动速度为 v' ,各通道顺序经过各端口,完成燃料填充、点火燃烧以及排气过程。计算区域网格尺寸为 0.5 mm,总体网格量约为 55 万。



(a) 计算模型



(b) 计算区域网格划分

图 3 内燃波转子简化计算模型及网格划分

2.2 数值计算方法

2.2.1 控制方程

本文采用商用流体力学计算软件 Fluent 进行数值模拟,计算过程需求解二维笛卡尔坐标下 N-S 方程,它具有如下形式

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{du_i}{dt} = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ \mu_{eff} \left[2 \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \right] \right\} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho E + p)] = \nabla \cdot [k_{eff} \nabla T - \sum_s h_s J_s + (\tau_{eff} \cdot \mathbf{u})] + S_h \quad (3)$$

式(1~3)分别为连续性方程、动量方程和能量方程,其中 $i, j=1, 2$,式(2)中忽略了体积力做功的影响, u_2 包括流体自身的运动和转子平移运动速度两部分,式(3)中 S_h 为化学反应热。由于存在化学反应,还要求解物质-扩散方程(4)

$$\frac{\partial(\rho Y_s)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} Y_s) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_s + R_s + S_s \quad (4)$$

式中 Y_s 为第 s 个组分的当地质量分数。

由于内燃波转子内流动与燃烧过程具有显著的非定常特性,所以流场的迭代选用压力的隐式算子分割(Pressure implicit with splitting of opera-

tors, PISO)算法,它比 SIMPLE 算法和 SIMPLEC 算法增加了一个修正步,目的是使它们更好地同时满足动量方程和连续性方程,加快单个迭代步的收敛速度,更适用于计算瞬态问题。采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型,壁面附近均采用壁面函数进行处理。由于爆震燃烧的特殊性,要准确模拟内燃波转子的燃烧特性,必须了解燃料燃烧的详细化学反应机制,本文模拟的氢氧反应采用 19 步 21 组分详细化学反应机理,相应的燃烧模型选用涡耗散概念(Eddy dissipation concept, EDC)模型,它可以将详细的化学反应机制应用到湍流反应流动中。如图 4 所示为计算结果与试验值的对比,其中试验值由扇形通道内氢氧爆震试验获得,图中横坐标 x 为爆震管长度,纵坐标 v 为火焰传播速度,试验采用爆燃向爆震转捩的起爆模式,由电嘴点燃混气,燃烧逐渐发展到爆震燃烧,因此在 $0\sim 800$ mm 范围内火焰传播速度较低,800 mm 以后通道内实现爆震燃烧。计算采用直接起爆模式,忽略了爆燃向爆震转捩的过程,燃烧过程一开始,火焰传播速度就达到较高水平,从图中可以看出,爆震管内实现爆震燃烧后(800 mm 以后),计算值与试验值可以很好地耦合,即试验测得的火焰传播速度与计算值很接近,这说明将所采用的计算方法用于计算氢氧的爆震燃烧具有合理性。而内燃波转子所采用的热射流点火,其点火能量比电嘴高得多,可以认为是直接起爆模式,因而可以用该方法计算。

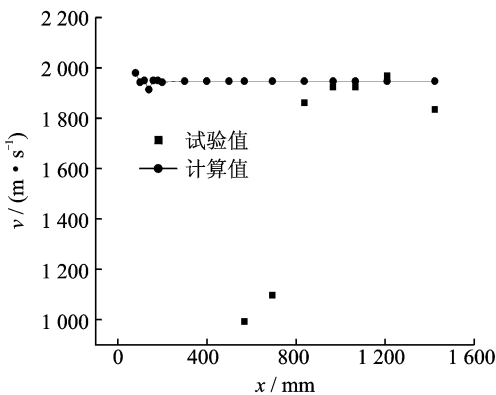


图 4 化学反应模型验证

2.2.2 边界条件和初始条件

计算模型中转子通道是运动的,移动速度 v' 为 42.49 m/s(对应内燃波转子转速 2 000 r/min),转子与进排气端口之间通过 Interface 界面实现流动参数交换,通道设为滑移网格,进口为压力进口,出口为压力出口,具体参数设置见表 1。

表 1 边界条件和初始条件

边界	总压/ MPa	温度/ K	O ₂ 质量比	H ₂ 质量比
端口 1	0.13	300	0.22	0
端口 2	0.13	300	0.89	0.11
端口 3	0.13	300	0.22	0
出口	0.1	300		
点火条件	0.15	2 000		

3 非定常流动和混气形成特性

3.1 非定常流动特性分析

在研究内燃波转子流动特性时,热射流点火装置不工作,其进口边界条件设为壁面。图 5 给出了某时刻内燃波转子内量纲一压力分布云图(压力采用进口总压进行量纲一化,即 $P_R = \frac{p}{p_{in}}$,其中 P_R 为量纲一压力, p 为当地总压, p_{in} 为进口总压),从图中可以看出,波转子通道气体填充完成后,获得了明显的压力增益。

由于波转子每个通道之间是由壁面隔开的,各个通道之间不存在参数交换,可以认为是多个通道顺序独立地完成相应的过程。为了直观、清晰地反应内燃波转子内的非定常流动过程,追踪其中一个通道内的参数变化,在之后的混气形成以及燃烧过程分析中同样采用此方法。图 6 给出了一个通道内量纲一压力分布随时间的变化过程,图中黑色阴影表示通道处于封闭状态。从图中可以看出,在 $t=3.41$ ms 时,通道右端封闭,而左端继续进气,在通道右端产生一道逆行激波向左传播,波后气体压力升高,这是内燃波转子的预压缩过程。随着时间的推移,通道两端完全封闭之后,由于通道内气体的压力分布不均匀,通道内依然存在非定常复杂波系的运动,如 $t=3.70, 3.85$ ms 两时刻所示,这些波系的发展,使通道内的能量分布趋于均匀,即利用不同的波系对不同能量密度的气体进行快速

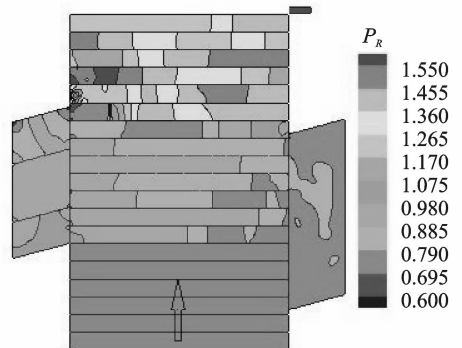


图 5 某时刻内燃波转子内压力分布

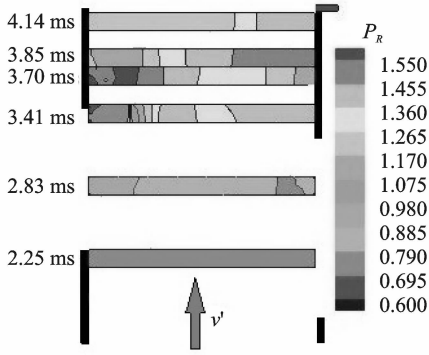


图 6 内燃波转子内压力变化过程

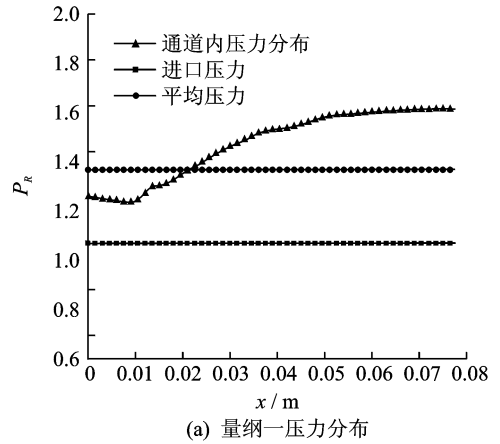
能量交换。到达点火位置时,通道内压力梯度变小,气体压力分布趋于均匀,如 $t=4.14$ ms 时刻。

比较 $t=2.25$ ms (气体未被压缩) 与 $t=4.14$ ms (气体经过预压缩,并且在复杂波系作用通道内压力趋于均匀) 两时刻内燃波转子通道内的压力值,可以发现通道内气体经预压缩后到达点火位置时,其压力增加,有利于实现可靠点火和组织燃烧。

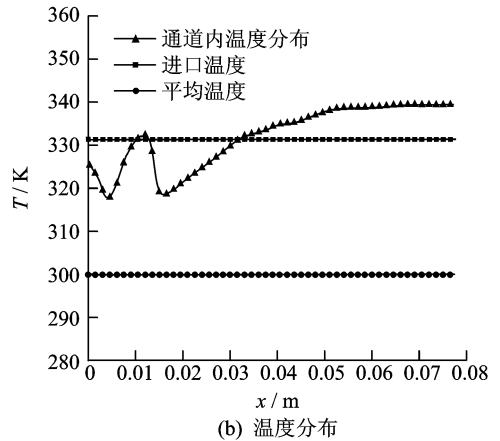
图 7 给出了预压缩之后通道内量纲一压力 P_r 和温度沿轴向的分布规律,该曲线更加直观地说明了内燃波转子具有冷态增压增温的功能。从图 7(a)中压力曲线可以看出,沿着内燃波转子通道轴线方向压力呈不均匀分布,这是由于通道关闭后其内部仍存在复杂波系,激波在通道两端反射,反射波后压力较高,波前压力较低,通道内压力最大增加到 1.5 倍,混气经预压缩后平均总压提高了约 32%。同压力分布曲线一样,从图 7(b)中温度分布曲线可以看出,混气温度沿轴向也呈现不均匀分布,且变化趋势与量纲一压力曲线相同,平均总温比进气温度提高了 10.4%。

3.2 混气形成特性

可燃混气的分布规律直接影响到点火成功与否,以及燃烧过程的顺利进行,为获得内燃波转子内可燃混气的形成特性,图 8 追踪了一个通道内燃料质量分数随时间的变化。从图中可以看出,通道进入 2 号端口之后燃料开始向通道填充,可燃混气与空气之间的接触面逐渐发生变形扭曲,这主要有两方面的原因:首先由于通道运动,沿通道高度方向燃料填充存在时间差,这与一维模拟不同^[5],是二维效应的影响;另外,通道内轴向速度 v_x 的分布也具有一定的影响。图 9 给出了 $t=2.89$ ms 时通道不同位置的轴向速度 v_x 沿通道高度 H 的分布,



(a) 量纲一压力分布



(b) 温度分布

图 7 预压缩后通道轴向量纲一压力、温度分布曲线

从图中可以看出,轴向速度沿通道高度大体上呈上高下低的分布,这决定了接触面的形状呈不对称的锥形。在 $t=3.18$ ms 的时刻,通道全部通过端口 2 的区域,此时可燃混气与新鲜空气之间的接触面形成了斜长的尾迹,随着时间的推移,通道经过端口 3 之后有一个逐渐关闭的过程,这样已经关闭的部分通道内轴向速度近似为零,而尚未关闭的部分气流继续进入通道,使接触面的倾斜度不断减小,再加上通道壁面的剪切滞止,接触面发展为向右的“凹”状。在湍流的作用下,接触面最终变得模糊。

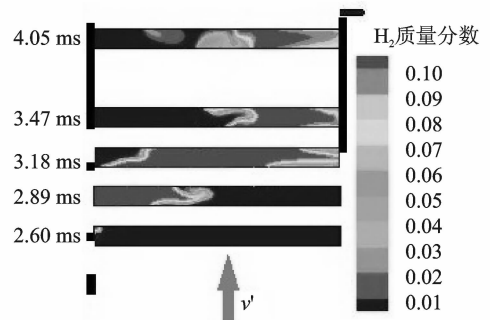


图 8 燃料的组分分布云图

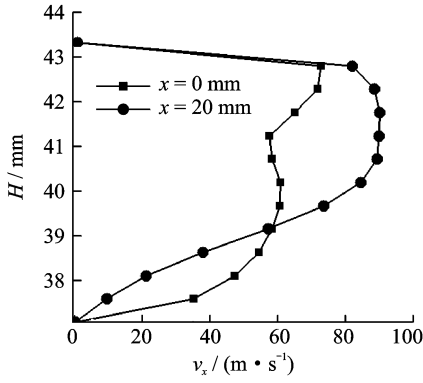


图9 轴向速度沿通道高度分布

4 非定常燃烧特性

以氢气作燃料,从图10波转子通道内燃烧过程可以看出,点火和燃烧过程发展迅速,通道经过射流点火装置的时间远远大于通道内燃料完全燃烧所需要的时间,这可能导致点火装置的工作可靠性,降低本文重点关注通道内的燃烧过程。假定点火装置一直正常工作,另外图10中时间范围与图6,8不同,这是由于追踪了不同的通道所导致的。图10中同时给出了不同时刻通道内压力云图和OH组分的等值线图,从图中可以看出,热射流首先在通道拐角点燃混气,形成球面型激波向周围传播,之后球面波在通道下壁面上反射形成马赫杆,此时激波以马赫杆为中心继续向周围传播, $t=2.73\text{ ms}$ 时在通道上壁面反射形成新的马赫杆。随着燃烧过程的进行,激波的发展重复以上过程,马赫杆在通道上下壁面交替出现,直至燃料完全燃烧。燃烧波后燃气的压力大幅度增加,说明内燃波转子具有增压燃烧的功能。从图中还可以看出,在通道的右半部分,激波前沿与OH组分的分布几乎完全耦合,表明通道内此处形成了爆震波,爆震波锋面压力接近 2 MPa ,而在 $t=2.730\text{ ms}$ 之后,由于通道左端燃料浓度较低甚至没有燃料分布,导致OH浓度突然下降,火焰与激波解耦,而且激波反射形成的高压区范围减小。

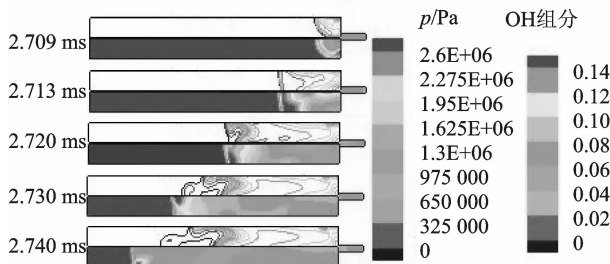


图10 内燃波转子通道内燃烧过程

在所追踪通道内均匀布置7个监测点(从右向左依次等距布置,第1点距右端 10 mm ,间距 10 mm),通过监测每个点上的压力与OH组分浓度随时间的变化,可计算出相邻两监测点间的平均激波传播速度和火焰传播速度。图11为这两种速度在通道不同区间的对比,从图中可以看出,在第2个监测点之后,激波与火焰耦合得很好,并且速度保持在 $2\ 600\sim 2\ 800\text{ m/s}$ 之间,最高达 $2\ 800\text{ m/s}$,与理论的CJ爆震波速度相当,而在第4个监测点之后,又出现了激波与火焰解耦的现象,这与图10中分析的结果一样。

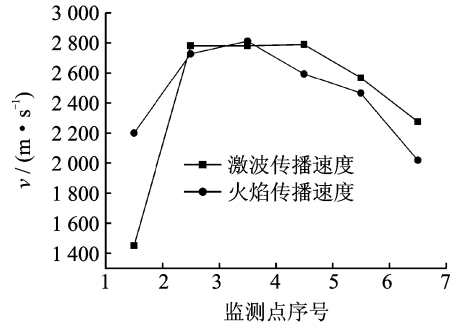


图11 激波与火焰传播速度比较

5 结 论

(1)分析了内燃波转子结构和工作特点,研究了内燃波转子内的非定常流动和可燃混气形成特性。研究表明:在混气填充过程结束时,内燃波转子的预压缩作用使通道内气体压力比进口提高约 32% ,温度提高 10.4% ,验证了内燃波转子具有增压功能。

(2)通道转到点火位置之前,右端充满可燃混气,混气与新鲜空气的接触面随时间变化而发生非定常扭曲变形,接触面的扭曲变形由内燃波转子的作用时序和通道内的轴向速度分布共同决定。

(3)通过在内燃波转子通道右端设置热射流点火,在内燃波转子通道内实现了爆震燃烧,爆震波压力约 2 MPa ,爆震波传播速度在 $2\ 600\sim 2\ 800\text{ m/s}$ 范围内。爆震波受到热射流的影响,形成了曲面爆震波,曲面爆震波向内燃波转子通道左端传播过程中在通道壁面反射形成马赫杆,马赫杆在通道的上下壁面交替出现。

参考文献:

- [1] Welch G E, Paxson D E, Wilson J. Wave-rotor-enhanced gas turbine engine demonstrator[R]. NASA/

- TM-1999-209459/ARL-TR-2113,1999.
- [2] Meyer A. Recent development in gas turbines[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 1947, 69(4): 273-277.
- [3] Seippel C. Pressure exchanger [P]. US: 2399394, 1946-04-30.
- [4] 成本林,李建中,温泉,等.波转子对小型燃气涡轮发动机性能的影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(4): 431-437.
- Cheng Benlin, Li Jianzhong, Wen Quan, et al. Impact of wave rotor on performance of small gas turbine engine[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(4): 431-437.
- [5] 胡晓煜.波转子增压循环发动机技术[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2005, 18(1): 57-62.
- Hu Xiaoyu. Wave rotor topping cycle gas turbine engine technology[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2005, 18(1): 57-62.
- [6] Akbari P, Nalim R. Analysis of flow processes in detonative wave rotors and pulse detonation engines [R]. AIAA 2006-1236, 2006: 1-13.
- [7] Akbari P, Nalim M R, Snyder P H. Numerical simulation and design of combustion wave rotor for deflagrative and detonative propagation[R]. AIAA 2006-5134, 2006: 1-20.
- [8] Welch G E, Jones S M, Paxson D E. Wave rotor enhanced gas turbine engines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1995, 119(4): 978-985.
- [9] Akbari P. Wave rotor research program at Michigan State University[R]. AIAA 2005-3844, 2005: 1-15.
- [10] Akbari P, Muller N. Performance improvement of small gas turbines through use of wave rotor topping cycles[R]. ASME-GT-2002-38772, Atlanta, Georgia, USA: [s. n.]. 2003.
- [11] Khalid S A, Banerjee A, Akbari P, et al. Two-dimensional numerical modeling of mixture inflow in a combustion wave rotor[R]. AIAA 2006-4125, 2006: 1-13.
- [12] Matsutomi Y, Meyer S E. Experimental investigation on the wave rotor constant volume combustor[R]. AIAA 2010-7043, 2010: 1-12.

