

文章编号:1000-8055(2011)03-0551-07

火花型合成射流激励器流动特性 及其激励参数数值研究

单 勇, 张靖周, 谭晓茗

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用能量方程中的源项模拟电火花能量的输入, 数值模拟了火花型合成射流激励器的流场, 获得了激励器的能量蓄积、喷射和吸入过程。结果表明: 电火花瞬间能量的输入产生了腔体内的高温、高压环境, 从而诱发合成射流的形成; 在周期性激励下, 合成射流在 3 个周期后稳定, 喷口处的速度呈现非正弦的周期性变化, 射流喷射过程时间极短, 吸入外界环境气体的过程时间较长, 与压电式合成射流明显不同; 喷口下游周期性出现的涡对强度大、卷吸能力强。在输入能量和腔体体积不变时, 喷口速度随激发频率的增加, 先增加后减小, 存在最佳激发频率。激发频率的增加缩短了腔体内气体的冷却时间, 实验时对激发频率的选取要考虑腔体的耐温能力。

关 键 词: 火花型合成射流激励器; 合成射流; 数值模拟; 流动特性; 激励参数

中图分类号: V231.3; P722.5

文献标识码: A

Numerical study of the flow characteristics and excitation parameters for the sparkjet actuator

SHAN Yong, ZHANG Jing-zhou, TAN Xiao-ming

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The way of using the source term in energy equation to simulate the input energy of actuator was reasonably compared with the experimental data for the sparkjet actuator. The processing of energy deposition, discharge and recovery of actuator was obtained. The instance energy input can produce the condition of high pressure and temperature in the actuator, inducing the formation of synthetic jet. Under the periodic action, the velocity of synthetic jet on the nozzle is stabilized on a non-sinusoidal law after three periodic times. The characteristic of short discharge time and long recovery time is different from the piezoelectric synthetic jet. The vortices pair at the downstream of nozzle with high intensity has an ability to roll environment air. While the input energy and actuator volume remain unchanged, the velocity at nozzle is enhanced firstly and then decreased with the increase of the excitation frequency. The recovery stage time is shortened with the increase of excitation frequency. So, the choice of excitation frequency is considered in view of the temperature resistance of actuator.

Key words: sparkjet actuator; synthetic jet; numerical simulation; flow characteristics; excitation parameters

收稿日期:2010-01-26; 修订日期:2010-04-01

基金项目:教育部博士点基金(200802871017, 20070287040)

作者简介:单勇(1978—),男,江苏扬州人,副教授,博士,研究方向为流体强化混合技术。

合成射流作为一种新兴的流场主动控制方法,可用于实现翼面流场的延缓分离、提高升力、减小阻力等,吸引了众多科研工作者的关注^[1-15].

近年来,国外学者提出一种火花型激励方式的合成射流激励装置,其工作模式与以往的激励器不同,它不仅结构简单、涡环动量高、响应迅速,而且采用这种形式的驱动可以形成超声速合成射流,穿透能力显著提升,目前有关研究相对缺乏^[16-19]. Cybyk 等人^[18]用高速纹影仪观察到单次激发的合成射流高速喷射状态,实现了对火花型合成射流的单次激发. Grossman 等人^[17]提出了基于能量方程的一阶火花射流理论分析模型,对腔体内温度、压力、射流喷射速度等热力、气动参数进行了近似分析. 而后, Cybyk 等人^[19]根据一阶火花射流理论估算激励器腔体温度,并以此作为初始条件开展了流场数值模拟,但是计算结果与实验存在偏差.

本文试图采用在能量方程中加入源项模拟激励能量输入的处理方式对火花型合成射流内在的形成机理和流动特性开展研究. 一方面,通过数学建模和计算处理方法的研究实现火花型合成射流激发过程的数值模拟,并与实验数据比较;另一方面,通过改变合成射流特征参数(如激发频率、激励能量密度、激励腔体积)获得周期性激励下的激励器腔体内压力、温度的变化规律以及合成射流速度、涡量的分布,为实验时参数的选择提供数值依据.

1 火花型合成射流激励原理

如图1所示,火花型合成射流激励器腔体用高温绝缘陶瓷制成,腔体内布置有阳极板、栅极板和阴极杆,阴极杆可以在电极表面形成非均匀的电场,由于阴极-栅极之间的间隙小于阴极-阳极之间的间隙,因此可通过阴极和栅极之间的弱放

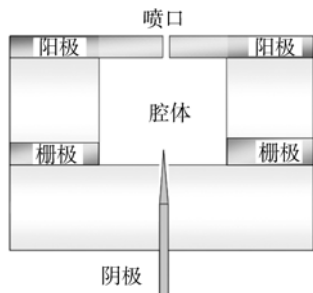


图1 火花型合成射流激励器

Fig. 1 Scheme of sparkjet actuator

电激发从阴极流向阳极的主放电电流,导致腔内空气发生电离,从而将电能转化为合成喷的动能.

图2表示了激励器工作的三个阶段. ①能量蓄积阶段:先给阴极和阳极加压,电势高于阴极与栅极之间的起动电压但低于阴极与阳极之间的激发电压,然后使用极小的能量对栅电脉冲触发,在极短时间内使腔体内充满电子,从而打破阴极-阳极之间的平衡,形成剧烈的电子流放电,促使腔内空气发生电离. ②喷射阶段:腔体内气体温度和压力急剧升高,高能气体以高速从孔口喷出. ③吸入阶段:经过能量释放后,腔体内温度和压力迅速下降,从而外部气体被吸入腔体内. 火花型合成射流激励器工作模式与以往的激励器工作模式不同,它不仅结构简单、涡环动量高、响应迅速,而且采用这种形式的驱动可以形成超声速合成射流,穿透能力显著提升.

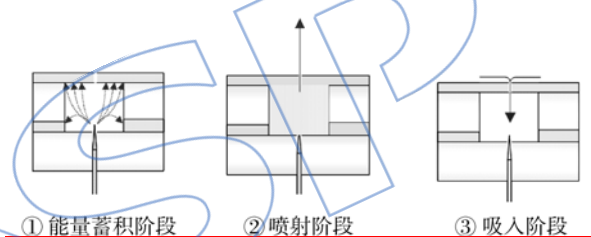


图2 火花型合成射流激励器工作原理^[16]

Fig. 2 Working principle of sparkjet actuator^[16]

2 数值模型与计算方法

2.1 计算域

计算模型结构和尺寸与文献^[19]中的实验模型一致,如图3所示,计算区域包括激励器腔体、喷口和外部流场三个部分. 腔体直径 $D=4\text{ mm}$; 腔体高度 H 分别为 $2, 3, 4\text{ mm}$; 喷嘴高度 $h=2\text{ mm}$; 喷嘴直径 $d_1=1.8\text{ mm}$; 喷口孔径 $d_2=0.6604\text{ mm}$; 外场高度 200 mm ; 直径 10 mm .

2.2 控制方程

流动过程由可压缩非稳态 Navier-Stokes(N-S)方程控制. 由于合成射流在形成过程中产生很强的湍流涡对,本文采用了非稳态 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型,它比标准的 $k-\epsilon$ 湍流模型能更好地处理涡流,可以提高精度. RNG $k-\epsilon$ 湍流模型是高雷诺数 $k-\epsilon$ 湍流模型的一种改进形式,所以在近壁区仍然采用壁面函数法处理.

数值计算的时间步长 $\Delta\tau$ 取值为 $1\times 10^{-6}\text{ s}$, 每个周期内计算迭代120步.

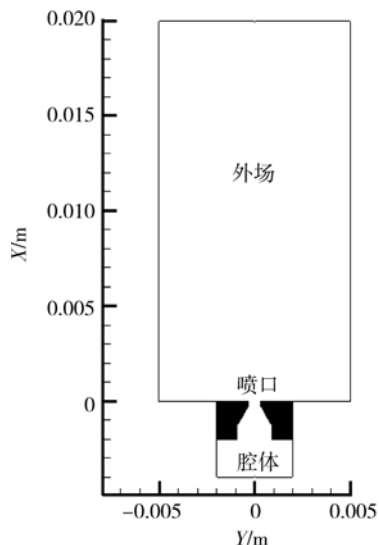


图3 计算域

Fig. 3 Calculation region

2.3 边界条件与网格划分

火花型合成射流激励器的计算边界条件设置为:激励器腔体和喷口壁面设定为固体壁面边界,考虑到高温的固体外壁面与外界环境的辐射换热,对其施加了热辐射边界条件,激发腔体外表面与外界环境的热交换可用式(1)表示.

$$J_k = \epsilon_k \sigma T_k^4 + (1 - \epsilon_k) \sum_{j=1}^N F_{kj} J_j \quad (1)$$

式中 J 表示表面有效辐射热流密度 (W/m^2), F_{kj} 表示角系数,下标 k 和 j 分别代表激发腔外壁和外界环境边界.腔体外壁面的发射率为 0.6;外界环境发射率为 1.0,温度为 293 K.固体壁面设定为流固耦合面,材料是不锈钢(导热系数为 $16.27 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$).腔体与外界贯通,射流喷口小孔为内部面;外流场边界为压力出口,其压力为外界环境大气压力,温度为外界环境温度.

为了模拟放电后在腔体内产生的高能量密度环境,将腔体看做能量输入区域,试探性的用能量控制方程中的源项来模拟放电后产生的能量输入.根据文献[19]中实验条件(输入电压为 5000 V,输入电流为 2 A,输入能量为 0.03 J),确定单次激发输入能量的持续时间为 $3 \mu\text{s}$;再由计算模型的腔体体积确定输入能量密度 (W/m^3),如表 1 所示.周期性激发时每个周期内输入能量的持续时间为 $3 \mu\text{s}$,且均发生在一个激励周期的开始,如式(2)所示.

$$q_v = \begin{cases} Q & \tau - nT \leq 3 \mu\text{s} \\ 0 & \tau - nT > 3 \mu\text{s} \end{cases} \quad (2)$$

式中 q_v 是能量方程中的源项, Q 为输入的能量密度 (W/m^3); τ 为时间; T 为激励周期.

表1 激励参数与几何参数

Table 1 Excitation parameters and geometry parameters

腔体高度/mm	腔体体积/ 10^{-8} m^3	输入能量/J	输入时间/ μs	能量密度/ $10^{11} (\text{W}/\text{m}^3)$
2	2.877	0.03	3	3.9788
3	4.055	0.03	3	2.6526
4	5.234	0.03	3	1.9894

考虑到物理模型的轴对称性,对计算区域的一半进行网格划分,腔体网格为 448×100 ;喷嘴网格为 40×80 ;外场网格为 640×288 .贴近壁面处设置 5 层附面层网格,起到壁面网格加密的作用,网格分布参考了文献[10-11],并对网格独立性进行了校验.

3 计算结果与分析

图 4 是在单次激励下腔体体积对射流喷射最大速度的影响.图中横坐标表示的是无量纲腔体体积,以最小腔体体积为基准,纵坐标是无量纲射流最大喷射速度(特征速度为 759.59 m/s).可以看出,在输入能量不变的情况下(0.03 J),腔体体积的增加会导致射流喷射速度降低,本文计算结果与实验值最为接近.文献[19]提出的一阶理论分析模型(analytical model)结果虽然能反映其客观变化规律,但是估算结果与实验值偏差较大.造成其误差的主要原因在于:理论分析虽然能从能量守恒出发获得能量蓄积阶段的腔体温度,但是后续的推导射流最大喷射速度是基于一维等熵流的.文献[19]的 CFD(计算流体力学)数值计算

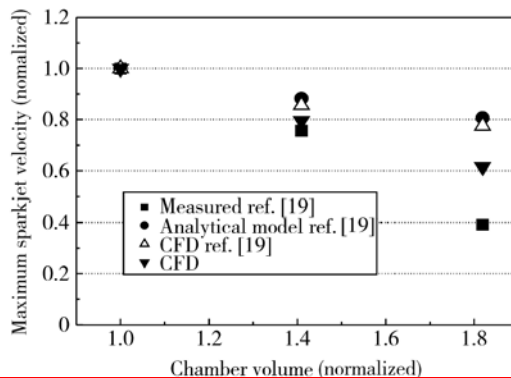


图4 腔体体积与最大喷射速度

Fig. 4 Chamber volume vs. maximum sparkjet velocity

结果与实验数据间也存在较大偏差,这是因为CFD模拟时给腔体区域设定了温度(能量蓄积阶段末的腔体温度,由理论分析获得)为常数的初始条件,这种处理方法不仅忽略了能量蓄积阶段这一非稳态过程,而且其值的大小也存在一定的偏差。

图5是在单次激励下腔体体积对射流喷射持续时间的影响。图中纵坐标是无量纲射流喷射持续时间(特征时间为 $267\mu\text{s}$)。所谓射流喷射持续时间就是射流从喷口开始喷出到外界流体再吸入腔体前的这段时间,也就是喷射阶段时间。本文计算结果与持续时间吻合较好,反映出腔体体积增加后,喷射持续时间先增加后减小的规律。而文献[19]中的计算结果都没有预测到这个规律。这个规律是两个不同影响因素共同作用的结果:一是腔体体积增加,会有更多的可供喷射的腔内流体,所以喷射持续时间有所延长;二是腔体体积增加使得输入能量密度减小(输入能量为 0.03J 恒定),腔体内瞬间产生的高温环境变弱(如图6),在体积增加到一定大小后,喷射持续时间反而缩短。

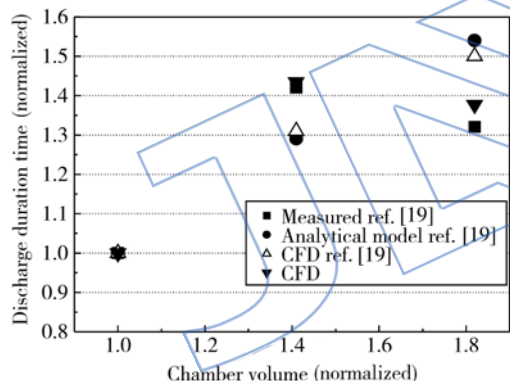


图5 腔体体积与喷射持续时间

Fig. 5 Chamber volume vs. discharge duration time

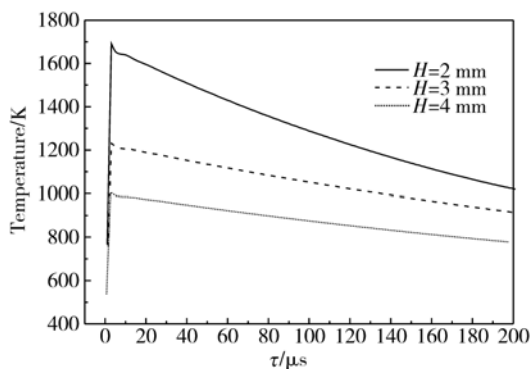


图6 腔体内温度随时间的变化

Fig. 6 Change of gas temperature in chamber with time

图7是在激励周期 $T=0.001\text{s}$ ($f=1000\text{Hz}$),喷口处的射流速度随时间周期的变化。可以看出,经历过三个周期,喷口处的速度呈现周期性规律变化。喷口处的射流峰值速度为 900m/s ,马赫数达到1,如图8所示。由于喷口处的射流压力大于环境大气压力,并没有完全膨胀,射流向下游继续膨胀加速。射流的膨胀造成压力降低(图9),膨胀波在射流自由边界上反射为压缩波,压力又逐渐提高,产生了一系列的膨胀波和压缩波(图9),超声速合成射流因此而形成。

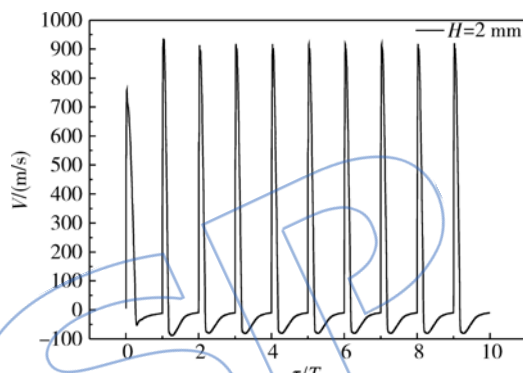


图7 喷口处射流速度随时间周期的变化
($f=1000\text{Hz}$)

Fig. 7 Change of jet velocity at nozzle exit with time period ($f=1000\text{Hz}$)

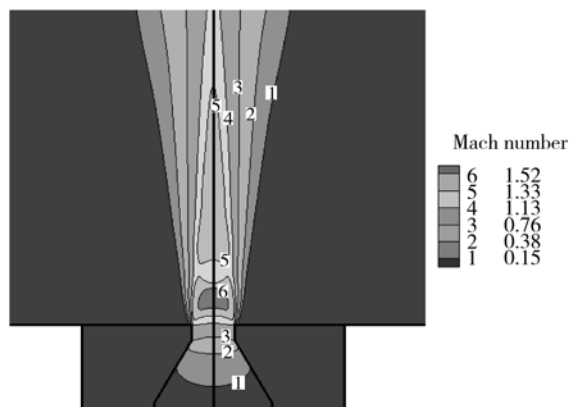
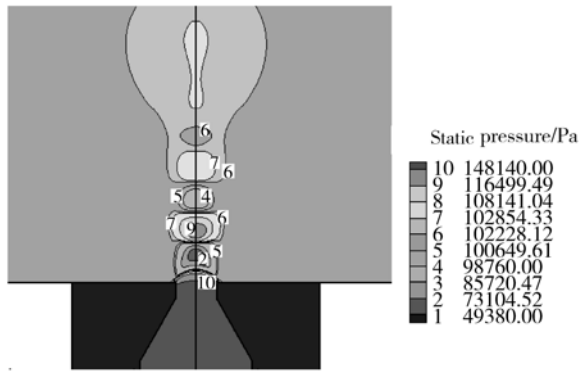


图8 马赫数等值线($\tau=4040\mu\text{s}$)

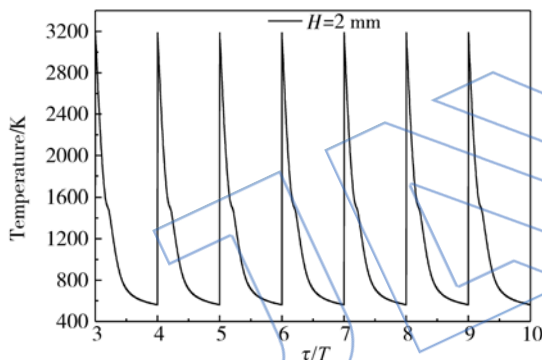
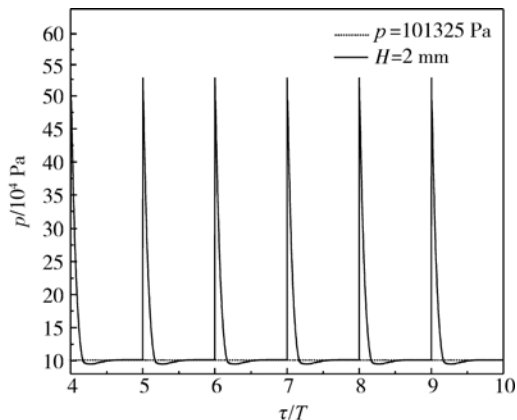
Fig. 8 Contour of Mach number ($\tau=4040\mu\text{s}$)

火花型合成射流喷射过程时间极短,吸入外界环境气体的过程时间长,速度变换周期性非正弦分布,与压电式合成射流喷口平均速度随时间呈正弦分布明显不同。这个不同之处与两者的激发方式有关,压电式合成射流一般由正弦输入信号激发,而激发火花型合成射流的输入能量小、能量密度大、作用时间又短。火花型合成射流喷射过

图9 静压等值线 ($\tau=4040\mu\text{s}$)Fig. 9 Contour of static pressure ($\tau=4040\mu\text{s}$)

程的最大速度要远远大于吸收过程的最大速度。因为喷射出的流体密度远小于吸收的流体密度,所以进、出激励腔体的流体质量始终是保持守恒的。

图10和图11分别表示激励器腔体内的气体温度和压力随时间周期的变化规律。可以看出:腔

图10 腔体气体温度随时间周期的变化 ($f=1000\text{ Hz}$)Fig. 10 Change of gas temperature in chamber with time period ($f=1000\text{ Hz}$)图11 腔体气体压力随时间周期的变化 ($f=1000\text{ Hz}$)Fig. 11 Change of gas pressure in chamber with time period ($f=1000\text{ Hz}$)

内压力都呈先急剧增加到5个大气压以上,后急剧减小至低于环境大气压力,再缓慢恢复到环境大气压力的变化规律。合成射流喷射过程结束后,腔体内温度迅速降低,腔内的压力小于外界环境压力,外界环境气体反吸入到腔体内。

输入能量保持不变时,激发频率对合成射流的喷射速度(这里指喷口处速度)有影响,如图12。频率从1000 Hz提高到2000 Hz,速度峰值增加;进一步提高到4000 Hz,速度峰值减小。对于火花型合成喷射,在激发能量与激励器结构参数不变的情况下,同样存在最佳激发频率。腔体内气体温度受激发频率的影响非常大,如图13所示。在相同的时间内,增加激发频率,导致腔体内能量增加,因此在达到热平衡后腔内气体温度大幅度增加。如果要采用高频激励,不仅要考虑激发设备是否能够从硬件上实现高频能量的输入,而且必须考虑腔体材料瞬时的耐温能力。

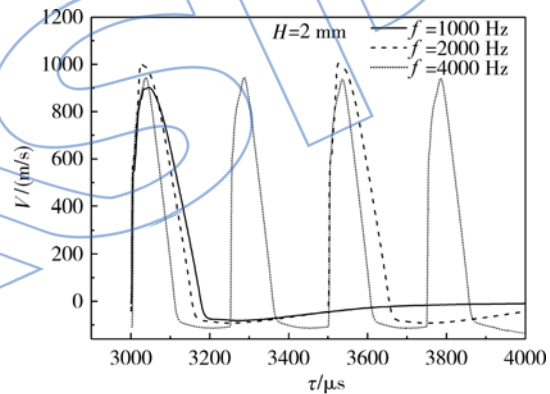


图12 激发频率对射流速度的影响

Fig. 12 Effect of excitation frequency on jet velocity

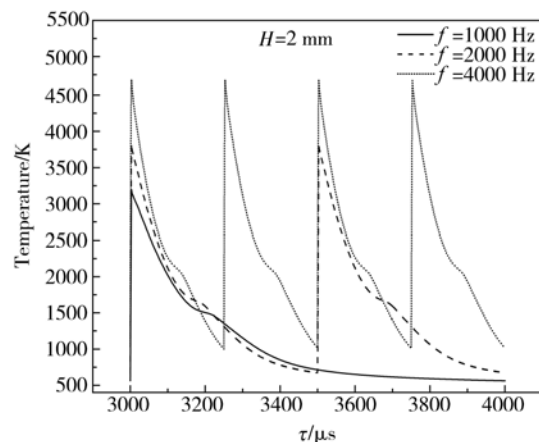


图13 激发频率对腔体气体温度的影响

Fig. 13 Effect of excitation frequency on gas temperature in chamber

图14和图15分别是一个周期内的速度矢量分布和涡量等值线分布($H=2\text{ mm}$, $f=4\ 000\text{ Hz}$).

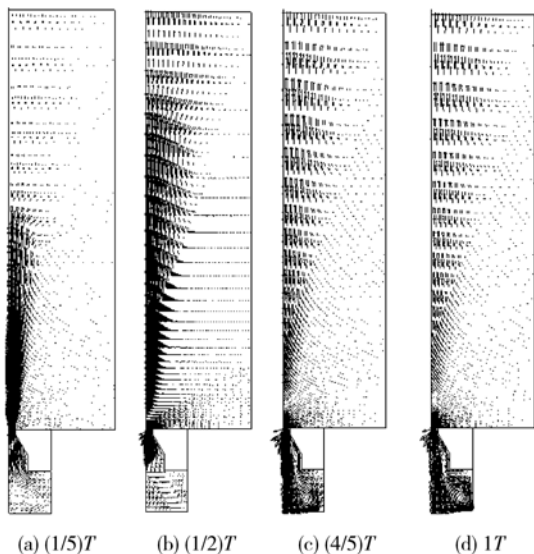


图14 一个周期内的速度矢量
Fig. 14 Velocity vector in one period

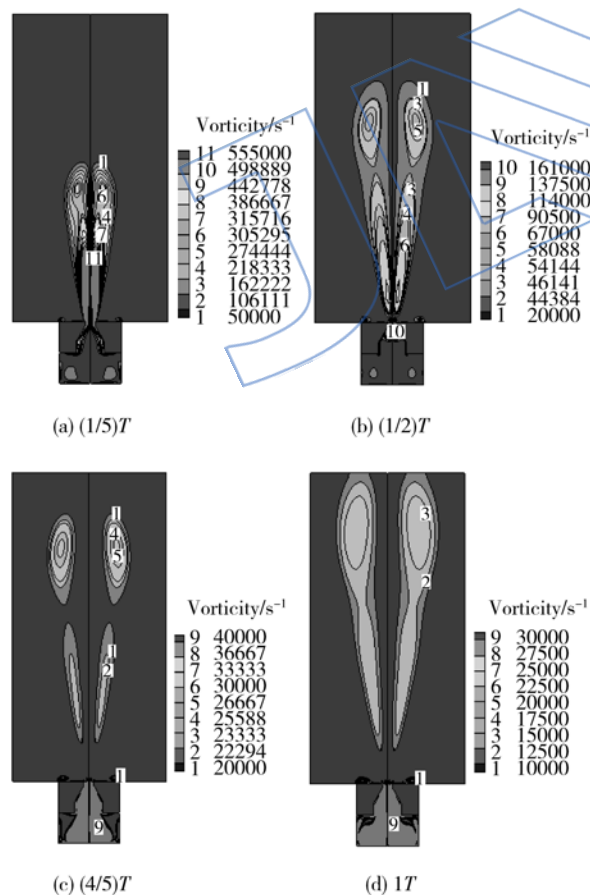


图15 一个周期内的涡量等值线
Fig. 15 Vorticity contour in one period

图14(a)是 $(1/5)T$ 时刻的速度矢量,这时喷口处的轴向速度为 820 m/s .合成射流以极快的速度穿透外界环境气体,并卷吸周围环境气体,在喷口下游形成明显的涡对(图15(a)).

在 $(1/2)T$ 时刻,合成射流向下游发展,喷口处开始有外界环境气体吸入腔体.这就在喷口附近形成了一个速度“断裂带”.也就是:在这速度极小区域的下方,流体速度方向向下,有大量的外界环境气体进入激励器腔体内;在这“断裂带”上方,合成射流的残余动量还驱使射流向上方移动,涡对随着这股流体向上运动,并且不受喷口已经开始抽吸外界流体的影响(图14(b)).喷射速度的急剧降低使得后喷出的射流追赶不上先喷出的气体,从而形成了两个涡对,如图15(b).

在 $(4/5)T$ 时刻,腔体继续吸入外界环境气体,合成射流形成的涡对继续向下游移动,但是其强度减弱(图15(c)),直至 $1T$ 时刻.在周期性激励下,以上过程和现象周期性出现,涡对向下游迁移的过程中会伴随产生卷吸场,从而达到流动主动控制的目的.

4 结 论

本文对火花型合成射流激励器模型开展了数值研究工作,展现了火花型合成射流形成、发展过程中表现的固有特征和机理.主要结论为:

1) 通过本文采用的计算处理方法得到的计算结果与实验结果规律一致,比文献[19]的计算结果更为合理.

2) 在周期性激励条件下,合成射流在3个周期后达到稳定,喷口处的速度呈现非正弦的周期性变化.火花型合成射流喷射过程时间极短,吸入外界环境气体的过程时间较长,与压电式合成射流速度正弦分布明显不同.

3) 在输入能量保持不变,喷口速度随激发频率的增加,先增加后减小.在激发能量与激励器结构参数不变的情况下,存在最佳激发频率.

4) 火花型合成射流喷口处的速度更大,喷射的距离更远.在周期性激励下,周期性出现的涡对向下游迁移的过程中会伴随产生的卷吸场更强.

参考文献:

- [1] Ingard U, Labate S. Acoustic circulation effects and the nonlinear impedance of orifices[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1950, 22(2): 211-218.
- [2] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中的应用进展[J]. 力学进展, 2005, 35(2): 221-234.

- LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Advances in synthetic jet technology and applications in flow control[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 221-234. (in Chinese)
- [3] Luo Z B, Xia Z X, Liu B. New generation of synthetic jet actuators[J]. AIAA Journal, 2000, 44(10): 2418-2420.
- [4] 刘艳明, 伍耐明, 董金钟, 等. 合成射流作用机理及其对共轴射流掺混的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(1): 5-9.
- LIU Yanming, WU Naiming, DONG Jinzhong, et al. Process mechanism of synthetic jet and its effect on the mixing in coaxial jets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(1): 5-9. (in Chinese)
- [5] 赵宏, 杨治国, 姜慧娟. 合成射流流动特性实验研究及在燃烧中的应用探讨[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 512-519.
- ZHAO Hong, YANG Zhiguo, LOU Huijuan. Experimental investigation of flow characteristics of synthetic jet and its preliminary application to combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 512-519. (in Chinese)
- [6] 张堃元, 李念, 董玥, 等. 零质量自耦合射流控制喷流矢量实验[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 224-226.
- ZHANG Kunyuan, LI Nian, DONG Yue, et al. Experimental investigation of flow vectoring by using zero-mass synthetic jets actuator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 224-226. (in Chinese)
- [7] 郝礼书, 乔志德. 合成射流用于翼型分离流动控制的研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(4): 528-531.
- HAO Lishu, QIAO Zhide. Maximizing the effect of synthetic jet on airfoil separation flow control[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(4): 528-531. (in Chinese)
- [8] Kiddy J, Chen P, Niemczuk J, et al. Active flow control using micro electro-mechanical systems[R]. AIAA Paper 2000-1561, 2000.
- [9] Zhong S, Jabbar M, Tang H, et al. Toward the design of synthetic jet actuators for full scale flight conditions[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2007, 78(3-4): 283-307.
- [10] 谭晓茗, 张靖周. 自耦合射流流动特性和相关参数影响规律的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 836-840.
- TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of influence factors and flow characteristics for a synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 836-840. (in Chinese)
- [11] 谭晓茗, 张靖周. 多股自耦合射流相干流动和换热特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 642-646.
- TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Numerical study on the flow and heat transfer characteristics of coupled synthetic jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 642-646. (in Chinese)
- [12] Davis S A, Glezer A. The manipulation of large- and small-scales in coaxial jets using synthetic jet actuators[R]. AIAA Paper 2000-0403, 2000.
- [13] 李念, 张堃元, 沙江, 等. 不同出口型与驱动频率的活塞型自耦合射流研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 412-418.
- LI Nian, ZHANG Kunyuan, SHA Jiang, et al. Experimental investigation of the characteristics of synthetic jet with different orifice aspect ratio and frequency[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 412-418. (in Chinese)
- [14] 罗小兵, 李志信, 过增元. 压电驱动合成喷的设计及分析[J]. 功能材料与器件学报, 2001, 7(2): 116-120.
- LUO Xiaobing, LI Zhixin, GUO Zengyuan. Design and analysis of synthetic jet actuated by piezoelectric actuator[J]. Journal of Functional Materials and Devices, 2001, 7(2): 116-120. (in Chinese)
- [15] ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Experimental study on flow and heat transfer characteristics of synthetic jet driven by piezoelectric actuator[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2007, 50(2): 221-229.
- [16] Parekh D E, Kibens V, Glezer A, et al. Innovative jet flow control; mixing enhancement experiments[R]. AIAA 96-0308, 1996.
- [17] Grossman K R, Cybyk B Z, Van Wie D M. Sparkjet actuators for flow control[R]. AIAA Paper 2003-0057, 2003.
- [18] Cybyk B Z, Wilkerson J T, Grossman K R. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA Paper 2004-2131, 2004.
- [19] Cybyk B Z, Grossman K R, Wilkerson J T. Single-pulse performance of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA 2005-401, 2005.