合成射流作用机理及其对共轴射流掺混的影响

刘艳明 伍耐明 董金钟 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100083)

摘 要：对合成射流流场及其作用下的内、外涵共轴射流流场进行了二维非定常数值模拟，研究了合成射流流场和共轴射流流场情况. 结果表明，合成射流由一系列对称分布在中心线 2 侧的旋涡对组成，频率与激振频率相同，对外场构成一扰动力；涡对自形成后向远处运移速基本稳定；腔内和腔外涡对的形成及发展变化过程总体保持一致，在每时刻则呈现截然相反的发展态势；中心线速度的降幅起伏变化分布是由激励器的激振变化引起的，体现了涡量产生、发展变化的基本特征；合成射流激励器的采用可使共轴射流截面掺混率比未加激励时得到增加，增强了共轴射流的掺混效果.

关 键 词：合成射流；涡对；剪切应力；混合

中图分类号：O 354

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)01-0005-05

Process mechanism of synthetic jet and its effect on the mixing in coaxial jets

Liu Yanming Wu Naiming Dong Jinzhong Zhou Sheng

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Two-dimensional unsteady numerical simulation was carried out to investigate the flowfields surrouding a synthetic jet actuator and its effect on the mixing in coaxial jets. The synthetic jet flowfield and the coaxial jets flowfield were investigated. The results show synthetic jet comprises a series of vortex pairs, which distribute around the centerline symmetrically. Its frequency keep same to the actuator′s frequency. This is a disturbed force for the outer flowfield. The movement velocity of vortex pairs is nearly constant. The formation and development of the outer flowfield have the same rule as that of the inner flowfield. But they are opposite to each other at the certain moment. As a result of actuating device, the centerline velocity distribution shows that the amplitude decreases gradually, which represents the radical characteristic of vorticity development. The mixing ratio of coaxial jets increases comparatively because of the synthetic jet actuators, and the mixing effects in coaxial jets also become more agreeable.

Key words: synthetic jet; vortex pair; shear stress; mixing

21 世纪以来，随着现代实验手段的日臻完善，CFD(Computational Fluid Dynamics)技术日新月异的发展，为研究者探究非定常流动机理提供了可能，同时在效率和性能上对流动控制技术也提出了更高的要求. 对流体进行主动控制就是指通过外界能量的加入，去触发流体对外界扰动具有最大感受性的不稳定模态，从而达到控制流体的发展和演化的目的. 通过合成射流进行流动控制即属于主动控制方法的一种. 合成射流的主要特点就是零质量流量，也就是说没有额外流体注入系统，但是动量不为零，可用来进行流动控制，如减弱阻力，消减噪声，分离控制和增加掺混[1-8].

合成射流激励器 SJA(Synthetic Jet Actua-

收稿日期：2006-01-19

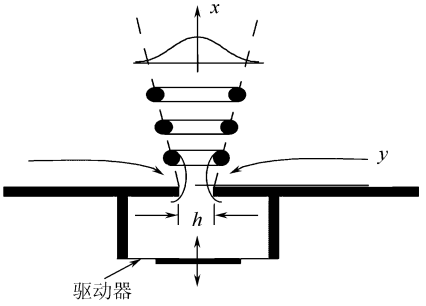
作者简介：刘艳明(1976—)，女，河南南阳人，博士后，liuym@buaa.edu.cn.

tor)就是一种质量净注入量为0而输出动量不为0的射流激励器.其基本组成是一空腔和振动材料,空腔形状可以是方形、矩形和圆形,经由孔口进出空腔的流动(由腔壁面上的振动膜诱使)可形成合成射流.振动膜用压电、静电或电磁方法可做上下运动.当其向下运动时,主气流内的部分空气进入空腔;当向上运动时,进入的空气又被排出,进入主气流,即实现了零净质量流率的流动控制方式.

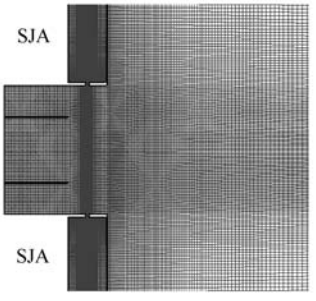
本文对单膜片合成射流激励器内外流场进行了数值研究,得到了合成射流的形成机理及其外流场特性,为进一步研究合成射流主动控制技术的机理提供了理论基础;同时对具有激励器的共轴射流流场进行了研究,分析了合成射流对掺混效果的影响情况.

1 计算方法与数值模型

本文求解二维非定常雷诺平均N-S方程,采用k-ε湍流模型和二阶迎风隐式时间推进格式.SJA简化模型如图1a所示,所用网格为结构化网格(图1b).为排除网格对计算结果的影响,网格布置形式沿中心线对称,以保证关于中心线对称的流场特性.



a 合成射流



b 共轴射流网格布置

图1 计算模型

采用激励器全流场计算模型[1-2, 4, 8],即将激励器腔体、激励器出口及其外流场作为一个单连域考虑(图1a),即振动边界处有:

$$u(t)=U_0\cdot\sin(2\pi ft+\Phi_0)$$

式中,U_0为振动边界名义最大速度;f为驱动频率;Φ_0为初始相角.本文计算中,选取$A=0.3$ mm,$f=1\,000$ Hz,$\Phi_0=0$.

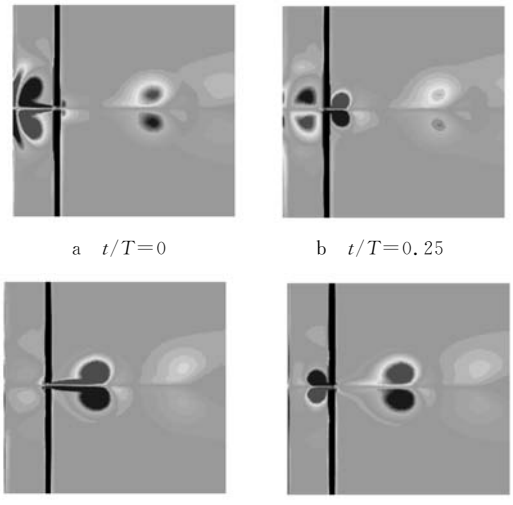
对流动出口,提出自由远场条件.其他均为固壁无滑移条件.

雷诺数$Re=750$;远场$M_\infty=0.065$.激励器主要几何参数满足的关系为腔体厚度/振动膜片直径$=0.12$;孔口宽度$h=0.5$ mm.共轴射流内、外涵直径比$D_0/D_1=0.5$,激励器对称布置在共轴射流喷口外侧.

2 计算结果与分析

2.1 合成射流流场涡量分布分析

图2给出了不同时刻合成射流流场的涡量分布情况,从图2中可以看到一周期内内、外流场旋涡对的形成和发展变化过程(T为周期,t即时间,t/T表示不是瞬时时刻).若以外流场发展变化为基准,0时刻即为外场涡对初始形成时刻.左侧壁为振动膜边界.图中色度深浅代表了不同的旋涡方向,即深色表明旋涡为顺时针方向,浅色为逆时针方向.



a $t/T=0$　b $t/T=0.25$　c $t/T=0.5$　d $t/T=0.75$

图2 合成射流流场涡量分布图

图2a中,$t/T=0$时,射流出口质量通量为0,气流向腔外"吹"出的过程刚刚开始,孔口处气流在缝隙的尖边缘出现分离,由于孔壁内粘性剪切应力和压力作用而产生旋涡,且成对出现,波及范围较小而强度较大;这2个旋涡对称分布在中心线2侧,方向相反,同时受到振动膜运动的驱使而向远离孔口的方向运动.此时刻腔内旋涡处在振动膜附近,其形状因受到振动膜的抑制而发生变化,波及范围和强度相对较大,并处于减弱状态.$t/T=0.25$(图2b)时,旋涡对波及范围自形成后

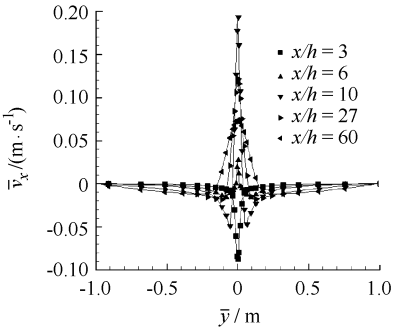
不断增加,涡量强度则有所下降.由于固壁无滑移条件及其相对于气流的剪切作用而形成旋涡后,涡量强度迅速增大并随即减少,可以说,在一个周期内,涡对强度绝大部分时间都处于衰减状态,因为腔外涡对产生主要与"吹"的过程有关,而这个过程只在一定时刻作用最强,诱使的旋涡强度也较强.腔内旋涡在此时进一步得到削弱,尺度也较小.图 2c 中 $t/T=0.5$ 时刻,孔口气流处于"吸"过程的开始,腔外旋涡逐渐脱落,强度进一步减小,尺度却增加至一周期内的最大值,这是由于随着旋涡移离孔口,形成的气流剪切层将会在更大范围内影响到周围气体,致使旋涡波及范围增加.此时腔内旋涡已随着"吹"过程的结束而消散,孔口处新的旋涡开始形成,强度较大.$t/T=0.75$ 时,腔外旋涡已完全脱离孔口,可看到尾缘粘性区域.由于离孔口较远,不再受到孔口"吸"的作用的影响而返回孔口处,而是向下游发展;在此过程中,涡强度减弱,并最后通过粘性作用把能量由机械能转变为热能而耗散(图 2d).总的来说,外场中的涡对强度一直处于衰减状态,中间不会出现强度峰值;相反,如在图 2a～图 2c 中,旋涡波及范围则由孔口处逐渐增加,在经过一段稳定段后又消散(图 2d),也就是说涡对在外场发展中涡尺度存在最大值.

由上可见,合成射流主要是由孔口产生的一系列旋涡对组成的,腔内和腔外涡对的形成及其变化在总体上呈现"形成—增强—最强点—衰减"过程,而在每一瞬时的发展态势又截然相反.其形成频率与激振频率相同,并且具有一定的运行速度,从而对外场形成一较强的气流扰动作用,这种扰动作用可以在实现推力矢量和加强混合方面得到应用[5].

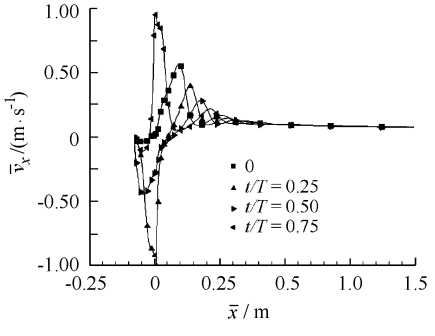
2.2 合成射流流场流向速度和展向速度分布分析

图 3 所示为 $t/T=0.75$ 时刻距孔口不同距离处流向速度和展向速度分布情况(其中 x,y 和 v_x 分别表示流向位移、展向位移和流向速度;$\bar{x}$,$\bar{y}$ 和 $\bar{v}_x$ 分别表示相对流向位移、相对展向位移和相对流向速度),从中可以看到涡量的产生和发展变化趋势.此时刻腔体内孔口处涡对刚刚形成,并处于"吸"的过程中(参见图 2d).

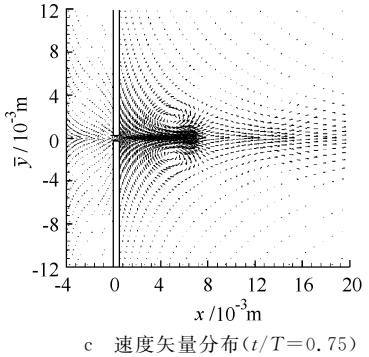
由图 3a 中可以看到,除 $x/h=3$ 处,每条曲线的最高点都对应着中心线上的点,最低点(负向速度最大值)对应着涡对的展向位置.图 3 中,在距孔口较近的位置($x/h=3$)处,中心线上对应的负向速度峰值,说明此时刻孔口气流正处于"吸"的过程中;整个流向速度曲线分布仅出现一个绝对



a　$\bar{v}_x$ 分布($t/T=0.75$)



b　中心线 $\bar{v}_x$ 分布



c　速度矢量分布($t/T=0.75$)

图 3　不同流向位置处及速度矢量分布情况

值最大点,即除中心点外,中心线 2 侧没有明显峰值点出现,表明孔口附近旋涡不明显,先前形成的较强旋涡对则已运行至孔口较远处.而在距孔口 $x/h=6$ 时,已有涡对出现的痕迹,中心线 $y=0$ 两侧各存在一速度最低点,即对应涡对的展向位置,它们几乎呈对称分布.因为涡对在外场向下游的发展趋势是强度减弱,涡对位置渐远离中心线,因此在 $x/h=10$ 时,速度最低点较其他曲线相比更低,负向速度更大,涡对更强,尺度更明显,可以说此时刻外场涡对已运行至此位置.另外在图 3c 中,在旋涡较强的区域,展向速度较大,中心线同 x 位置对应的流向速度较大.在随后的 2 个位置 $x/h=27$ 和 $x/h=60$ 处,展向速度分布与流向速度分布曲线都相对较为平缓,已不能清晰看到涡对的存在,此时刻的这种气流状况也可以在图 2d 中得到解释.

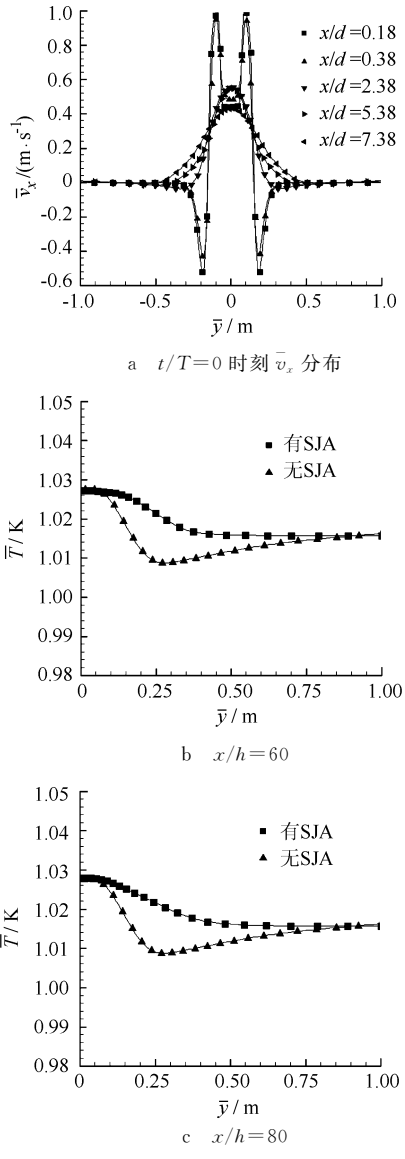
一周期内4个时刻中心线流向速度分布情况如图3b所示,从中可知,合成射流外场中,每一时刻中心线速度以减幅振荡波形式(振幅依次减小)向前传播,中心线速度最大值处对应着涡对的轴向位置,2个速度最高点之间一定存在一个最低点,这种最低点与最高点的交互对应现象体现了涡量产生、发展变化的基本特征.中心线速度这种降幅的起伏变化分布是由于周期性的激励变化引起的.另外,从图3中也可以看到,距孔口较远处,每一时刻的流向速度都为正值,即具有一定的动量通量,这也说明了能量不可能凭空消失的规律,具有一定动能的气流与外围流体掺混的结果是:和周围气体共同具有均一的动量.

图3c中,在孔口气流处于"吸"过程中时,即孔口处气流具有负向流速,而对涡中心具有较强的正向流速,因此在对涡中心点与孔口有一个分离鞍点.另外,涡对的存在,牵引周围流体有向孔口方向流动的趋势,而中心线上的正向流速又带动部分流体向远离孔口方向运动,从而在旋涡右上侧($y+$方向旋涡)出现一分离鞍点,相应对称于中心线有另一鞍点.图3c中的速度矢量分布情况与文献[4]的计算结果吻合较好.

2.3 合成射流激励器对共轴射流流场的影响

图4a给出了具有激励器的共轴射流流场中不同位置处的流向速度分布情况($\overline{T}$表示相对温度).图4a中表明,距离涵道较近的2个位置$x/d=0.18$和$x/d=0.38$处,沿中心线对称出现2个高速区和2个低速区,高速区即对应着激励器出口中心线上发展的高速点,低速区即对应旋涡出现的位置.而在距出口较远处的3个位置,因为高速区已与周围流体掺混,速度均一化,外侧旋涡也随即消散,所以图中没有明显的高速区和低速区出现.

图4b和图4c为不同方案下不同流向位置处温度沿展向的分布情况(半个展向长度).在距喷口较近的区域,因为激励器的存在,喷口附近具有较高的温度,主要是因为此区域气流与振动量相互作用的结果,使气流所具有的能量增加,表现为温度较高.而在未加激励器的方案中,中心线附近$\overline{y}=\pm0.15$区域内存在一段高温度段,而在随后的较大范围内温度都较低,并且这2段表现分明,说明在较内、外涵道喷口较近的地方,几乎没有与周围流体掺混的迹象.相反,激励器方案中曲线分布相对较为平缓,这说明合成射流作用下,掺混作用开始的更早些(图4b).而在距喷口较远的地方,如图4c所示,激励器方案曲线分布更为均匀平缓;而未加激励器方案中,曲线仍有起伏变化之势,这些都说明合成射流可以加快共轴射流的掺混速度,提高掺混效率.



a $t/T=0$时刻$\overline{v}_x$分布

b $x/h=60$

c $x/h=80$

图4 有无激励器下不同流向位置处$\overline{v}_x$和$\overline{T}$沿展向分布

另外需要说明的是,主流对周围流体的卷吸率一定程度上代表了主流与周围流体之间的掺混率,对比上述2种有无激励器方案在$x/h=60$处的卷吸率,0.407 15(有SJA存在)>0.25(无SJA存在),这说明激励器的采用的确能提高共轴射流流场的掺混效果.

3 结 论

1)合成射流流场中,由于孔壁内粘性剪切应力和压力作用而在孔口处产生方向相反的2个旋涡,它们呈对称分布在中心线2侧,并在向下游发展过程中移离中心线.旋涡对形成后强度迅速增加,在外场中与周围气流相互作用过程中一直处

于衰减状态.

2) 振动膜振动、腔体孔口处气流受到"吹""吸"作用而进出空腔的过程中,腔内和腔外涡对的形成及其变化过程呈现截然相反的发展态势.中心线流向速度分布呈起伏变化,2 个速度最高点之间一定存在一个最低点.这种最低点与最高点交互对应的现象体现涡量产生、发展变化的基本特征.

3) 对有无激励器情况下共轴射流流场的分析结果表明:激励器的采用可以改善共轴射流流场的掺混效果.

参考文献 (References)

[1] Kral L D, Donovan J F, Cain A B, et al. Numerical simulation of synthetic jet actuators[R]. AIAA-97-1824, 1997

[2] Lee Y, Goldstein B. Two-dimensional synthetic jet simulation[R]. AIAA-2000-0406, 2000

[3] Cui Jing, Agarwal K, Guo Dahai, et al. Numerical simulation of behavior of synthetic jets in cross-flow[R]. AIAA-2003-1264, 2003

[4] Rizzetta P, Visbal R, Stanek J. Numerical investigation of synthetic jet flowfields[R]. AIAA-98-2910, 1998

[5] Smith B L, Glezer A. Vectoring and small-scale motions effected in free shear flows using synthetic jet actuators[R]. AIAA-97-0213, 1997

[6] Ritchie B D, Mujumder D R, Seitzman J M. Mixing in coaxial jets using synthetic jet actuators[R]. AIAA-2000-0404, 2000

[7] 何高让, 汪　亮. 微射流作动器出口流场数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2000,18(4):395－400
He Gaorang, Wang Liang. Numerical simulation of outlet flow field of mircojet actuators[J]. ACTA Aerodynamica SINICA, 2000,18(4):395－400(in Chinese)

[8] 罗振兵, 夏智勋, 胡建新, 等. 合成射流流场数值模拟及激励器参数分析[J]. 推进技术, 2004,25(3):199－205
Luo Zhenbing, Xia Zhixun, Hu Jianxin, et al. Numerical simulation of synthetic jet flow field and parameter analysis of actuator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004,25(3):199－205 (in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)

(上接第 4 页)

3　结　论

在亚临界流动范围,本文讨论了在迎角 $\alpha=30^\circ\sim60^\circ$ 范围内,后掠翼对细长体绕流结构和气动力特性的影响,得出如下结论:

1) 在 30°迎角时,细长体中段背风侧的流动和压力分布受到后掠翼与头部背涡的双重控制;

2) 在迎角 $\alpha=40^\circ\sim60^\circ$ 范围,加上后掠翼后,后掠翼对细长体中段绕流起主控作用,使细长体中段背风侧流动呈现完全分离流状态,低能流体充满了细长体中段背风侧,使得中段背风侧的压力分布保持为均值.

参考文献 (References)

[1] Hunt B L. Asymmetric vortex forces and wakes on slender bodies[R]. AIAA-82-1336, 1982

[2] Lamont P J. The complex asymmetric flow over a 3.5D ogive nose and cylindrical afterbody at high angle of attack [R]. AIAA-82-0053, 1982

[3] Dexter P C, Hunt L. The effect of roll angle on the flow over a slender body of revolution at high angles of attack[R]. AIAA- 81-0358, 1981

[4] 李国辉,邓学蓥,马宇.定常对称背涡流态下细长体绕流结构的演变[J].北京航空航天大学学报,2005,31(2):167－171
Li Guohui, Deng Xueying, Ma Yu. Structure evolution of the steady and symmetric vortex pattern around a slender [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005,31(2):167－171 (in Chinese)

[5] Deng Xueying, Chen Xuerui, Wang Yankui, et al. Influence of nose perturbations on behaviors of asymmetric vortices over slender body[R]. AIAA-2002-4710, 2002

[6] Lü zhiyong, Lu hongyu, Liu Yidong, et al. The flow field characteristics about a fighter configuration at high angles of attack[R]. AIAA-92-4358-CP,1992

[7] Chen Nanqian, Wan Zhenyu, Huang Zheng. Asymmetric vortices and alleviation on the slender bodies with and without wings[R]. AIAA-97-0748, 1997

[8] Malcolm G N. Forebody vortex control[R]. AGARD-R-776, 1991

(责任编辑:彭　徽)