

合成射流数值模拟方法对比

唐上钦, 黄长强

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 为了得到最佳的合成射流模型用于合成射流主动流动控制的数值模拟, 通过求解二维非定常 RANS 方程, 在网格和边界条件等一致的情况下, 对比了出口速度模型、单连通域模型和动边界模型等 3 种合成射流模拟方法的优缺点和适用范围, 并与实验结果进行对比分析。结果表明: 3 种模型对射流的速度都有较好的捕捉能力, 在考虑激励器振动膜运动的空间分布与时间分布因素的基础上, 动边界模型包含对激励器腔体体积变化率建模, 对合成射流漩涡空间分布和强度分布有准确的捕捉能力, 是数值模拟应用的理想模型。

关键词 合成射流; 单连通域模型; 动边界模型; 出口速度模型; 数值模拟

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.001

中图分类号 V211.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-0001-04

Comparative Investigation of Synthetic Jet Numerical Simulation Method

TANG Shang-qin, HUANG Chang-qiang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to find the best synthetic jet model for study of active flow control numerical simulation, outlet velocity model, single link domain model and dynamic boundary model are researched through solving the two dimensional transient reynolds average navier-stokes (RANS) equations under consistent grid and boundary conditions. Three models all show good capability of capture synthetic jets' velocity. The dynamic boundary model in which the spatial distribution and time distribution of diaphragm motion are considered and the volume change rate of actuator cavity is included can accurately capture the distribution and intensity of vortices. So the dynamic boundary model is an ideal model for applications.

Key words: synthetic jet; outlet velocity model; single link domain model; dynamic boundary model; numerical simulation

合成射流作为一种新型、高效的流动控制方式, 可以用于流动分离控制、主流矢量控制和加强燃烧预混等领域。压电式合成射流激励器因其结构简单、附加部件少、易于实现等优点近年来应用普遍, 其结构示意图如图 1。由于合成射流流动复杂, 测量困难, 数值模拟成为研究合成射流特性和应用的重要手段。在合成射流数值模拟中普遍运用: 出口速度模型^[1-3]、单连通域模型和动边界模型^[4-7]。

采用压电振子贴体流体的流速表征单连通域的进口边界条件为单连通域计算模型, 按质点位移运

动规律进行动边界处理则为动边界计算模型。动边界模型和单连通域模型都是模拟实际激励器的振动膜运动机制, 前者是以边界位移形式模拟, 后者则是以速度入口形式模拟。

许多文献对射流的速度特性进行了研究, 并以其作为评定数值模拟结果与实验结果是否一致的标准, 对漩涡特性与运动研究较少, 本文对比研究了 3 种激励器模型形成的合成射流中漩涡的空间分布和强度分布, 更深入理解合成射流的本质, 为数值仿真应用以及激励器设计和改进提供理论依据。

收稿日期: 2012-10-08

基金项目: 航空科学基金资助项目(20115196018)

作者简介: 唐上钦(1984—), 男, 四川达州人, 博士生, 主要从事机载武器的气动特性及控制方法研究。

E-mail: carnationtang2@163.com.

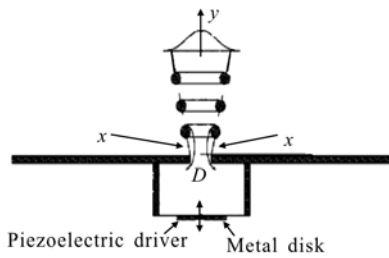


图1 压电式合成射流激励器结构示意图
Fig. 1 The structure schematic diagram of piezoelectric synthetic jet actuator

1 控制方程和流场计算模型

本文采用二维非定常 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程作为主控方程,联合连续方程构成的主控方程组见式(1)^[4]。流动计算采用 Fluent 6.2 流场计算软件,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型,时间离散采用一阶显示格式,空间离散采用二阶迎风格式,压力修正采用 PISO 算法。3种模型的边界条件采用 UDF 编程加载到解算器中。

$$\nabla \cdot \mathbf{U} = 0$$

$$\rho \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \rho \mathbf{U} \cdot \nabla \mathbf{U} = -\nabla P + (\mu_l + \mu_t) \nabla^2 \mathbf{U} \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度; P 为压强; μ_l 和 μ_t 分别为层流和湍流的动力粘度。

数值计算合成射流激励器尺寸参数为:腔体的宽度 W 和高度 H 分别为 20 mm 和 2.5 mm;喷口宽度 d 和长度 l 均为 0.5 mm。外部流场的计算尺寸为 30 mm × 40 mm,对腔体壁面、喷口壁面和外壁面附近用边界层网格进行加密,计算的网格数为 7×10^5 ,计算区域外形和结构化网格见图 2。

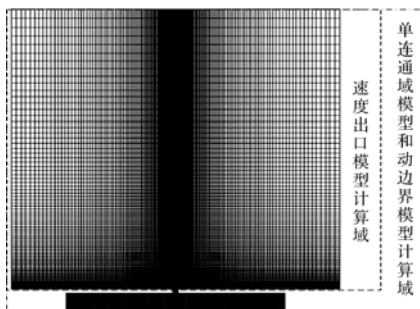


图2 计算域网格图
Fig. 2 Computational domain and grid

2 合成射流模拟方法建模

出口速度模型:考虑到压电式合成射流激励器出口处的速度分布是时间与空间的函数,在时间分布函数处理上采用活塞运动模型的余弦函数表达。

y 轴和 x 轴速度的具体表达式为:

$$v_p(t, y) = U_{max} g(y) \cos(2\pi ft), u_p(t, x) = 0 \quad (2)$$

式中: U_{max} 为出口流动速度的最大值; $g(y)$ 为射流 y 方向(流向)空间分布函数,在本文中取 $g(y) = 1$; f 为振动膜的振动频率。

动边界模型,引入运动网格处理方法模拟振动膜的运动,通过把每一时刻振动膜所处位置传递给振动膜的网格节点实现实时的运动模拟^[8],运用 B 样条插值方法获得振动模型作为动网格编程的参数。本文研究中振动膜振动时相对于平衡位置的位移表示为:

$$s(t, x, y) = Ag(x, y) \sin(2\pi ft) \quad (3)$$

$$g(x, y) = 0.0001 - (x^2 + y^2)$$

式中: s 为振动膜的瞬时位移; A 为振动膜的振幅。

单连通域模型:把振动膜的运动速度添加到边界条件中,以此来模拟由于振动膜的振动导致的流体运动形成射流。瞬时射流速度通过瞬时的振动膜位移微分得到,通过对式(3)进行微分可以得到振动膜的速度表达式为:

$$v_m(t, x, y) = 2\pi f Ag(x, y) \cos(2\pi ft) \quad (4)$$

根据以上 3 种模型,需要选择合适的射流速度和振动膜运动速度和幅值。将振动膜处的运动转化为喷口处的射流运动,用斯特罗哈数(St)作为判断标准,对于二维的合成射流模拟 St 必须小于 0.5。本文通过实验确定在振动频率 $f = 500$ Hz, 振值 $A = 0.2$ mm(约 8%腔体高度)时,由单连通域模型和动边界模型所获得的喷口处合成射流速度与出口速度模型参数 $U_{max} = 25$ m/s 时一致,结果见图 3。

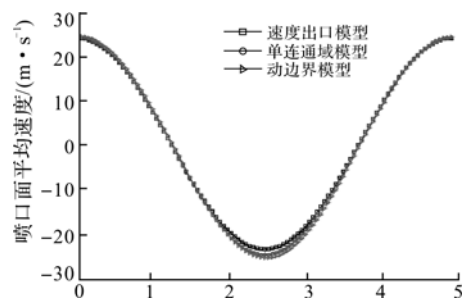


图3 喷口处单周期速度时间曲线

Fig. 3 Exit velocity in a period

计算时非定常计算的时间步长 $\Delta t = 2 \times 10^{-5}$ s, 每个振动周期计算 100 步。按照射流平均出口速度和喷口几何尺寸计算的雷诺数和斯特罗哈数分别为: $Re = 15\ 000$, $St = 0.19$ 。

3 数值计算结果分析

本文以喷口处的平均速度大小作为模型模拟相

似性的标准。图 4 为 3 种模型计算得到的出口附近的速度矢量图与参考文献的实验数据^[9]进行对比分析可得:在出口速度的空间分布上 3 种模型均能较好捕捉到喷口附近的速度构成,单连通域模型的中心速度区域较其他两种狭长,速度核心区域也更小。

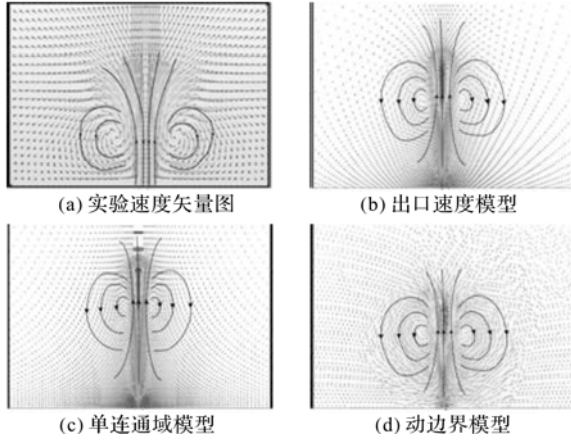
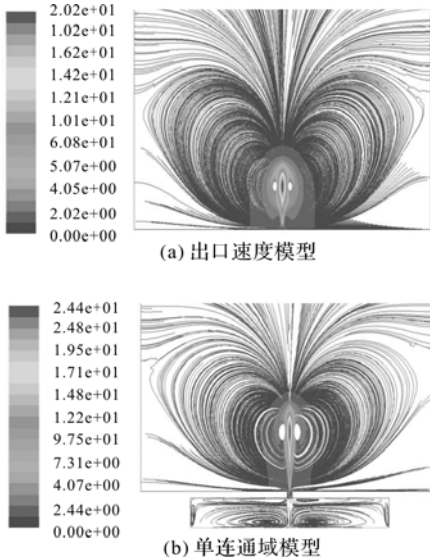


图 4 出口附近区域速度矢量图

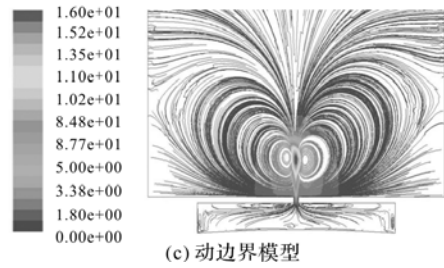
Fig. 4 Velocity vector contours around exit of synthetic jet actuator

图 5 中 3 种模型均能捕捉到由于喷口剪切层卷曲而形成的涡对^[10]。单连通域模型图 5(b)和动边界模型图 5(c)还表现出激励器腔体内流场情况。但是两者获得的腔内流线结构略有不同,单连通域模型除了在腔体壁面存在 2 个小漩涡以外,在腔体中央区域有 2 个对称的涡对。而动边界模型中腔体流线没有中央的对称涡,流体大部分流向激励器喷口。比较两者的流线图可得:单连通域模型中振动膜的能量一部分从激励器喷口喷出形成射流,另一部分耗散在腔体内的漩涡中,而动边界模型中振动膜挤压的大部分流体都从喷口喷出形成射流,由此造成单连通域模型获得的射流核心区的范围比动边界模型计算得到的小。动边界模型能更准确地模拟激励器腔体传递振动膜的运动。



(a) 出口速度模型

(b) 单连通域模型



(c) 动边界模型

图 5 流场局部和腔体内速度流线图($t=T/4$)

Fig. 5 Velocity streamline of flow field and cavity($t=T/4$)

图 6 为 $T/4$ 的流向速度分布图。可以看出,3 种模型获得的射流流向速度分布并不统一,最大速度位置也不一致,通过分析可得速度出口型的最大速度为 20.2 m/s,出现在 $y=6.4d$,单连通域模型获得的最大速度为 24.2 m/s,出现在 $y=9.8d$,动边界的最大速度为 16.9 m/s,出现在 $y=6.2d$,动边界模型的流向速度分布与参考文献^[7]的实验数据符合较好。从流向速度变化趋势可以看出速度沿流向衰减较快,在 $20d$ 时速度值仅为最大值的 1%,在 $30d$ 时速度几乎为零,说明由射流携带的能量主要耗散在 $10d$ 之前的范围。

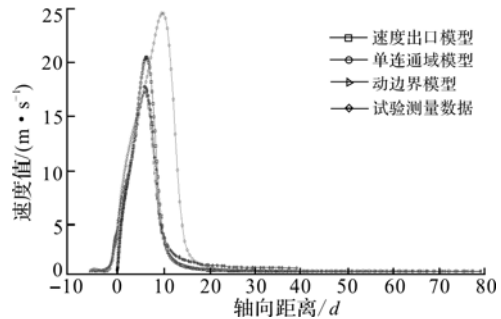


图 6 对称轴上的流向速度分布图($t=T/4$)

Fig. 6 Flow velocity profile along axis($t=T/4$)

分析图 7 中展向速度可知,3 种模型所得合成射流的漩涡对按照轴线对称分布,漩涡能量主要分布在 $(-10d, 10d)$ 范围内,漩涡中心与对称轴的距离(即最小速度点的横坐标)有微小不同,动边界模型计算的漩涡中心向外推移量较其它两种模型增加了约 12%,并且漩涡强度也最大。此特性与文献^[7]实验数据拟合较好。

由以上分析可知:虽然单连通域模型和动边界模型计算得到的喷口速度分布相同(从图 3 中可得),但在激励器喷口周围流向速度分布差距较大,动网格模型所捕捉的结果较优。

分析图 8 中动边界模型轴线速度在 $T/4 \sim 4T/4$ 一个周期内的流向速度分布可知,射流的最大速度点随着时间向下游移动,在合成射流“吹”程和“吸”程的交替中漩涡也向下游运动,在流向速度分布图

中出现了双峰值现象。在合成射流前 $T/4$ 周期的“吹”程形成的涡对仍然向下游运动,说明在“吹”“吸”转换中流场内存在一个鞍点,涡对的自诱导速度能够克服激励器的“吸”气速度。从 $T/4$ 到 $3T/4$ 速度最大值的减小和最大速度点的后移是由于涡对在运动过程中有能量耗散,同时由于激励器处于“吸”程对喷口周围流场的影响。在从 $3T/4$ 到 $4T/4$ 喷口向外“吹”气,同时形成新的涡对,此时的流线速度分布图中可以明显地看到存在一大一小2个速度峰值。说明动边界模型能够准确模拟合成射流中涡运动的时间历程。

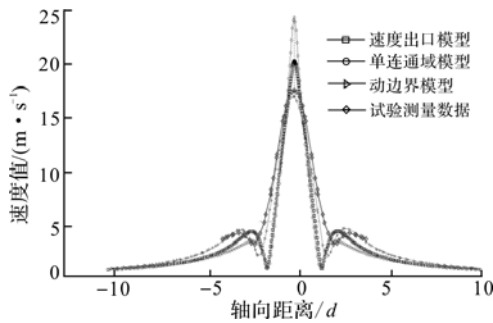


图7 最大速度点处展向速度分布图($t=T/4$)

Fig.7 Flow velocity profile along horizontal($t=T/4$)

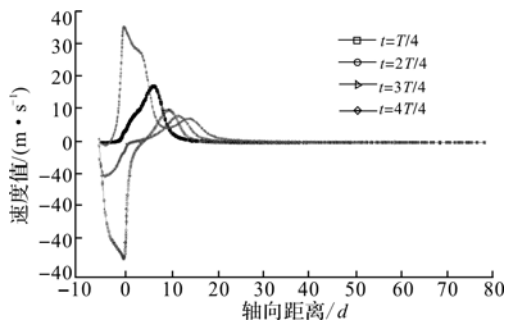


图8 动边界模型1周期内速度分布图

Fig.8 Axis velocity profile of dynamic boundary model in a period

4 结论

通过分析可得以下结论:

1) 3种模型都可以准确获得合成射流激励器周围流场的速度分布,但是,流向速度的最大值和出现位置不同,单连通域模型获得了最大的速度值和离喷口最远的出现位置。在激励器腔体内流场模拟方面,动边界模拟具有较大优势,并且可以准确地捕捉到喷口剪切层卷曲形成的涡对及其运动,以及与涡的自诱导运动相关的鞍点的存在。

2) 单连通域模型和动边界模型模拟结构在速度大小、漩涡分布与强度方面的差别是由于前者没有考虑到实际激励器的体积变化率因素,造成在激励

器腔体内的流场特性不同,从而引起喷口处壁面的剪切层分布不同,以及由剪切层卷曲形成的漩涡结构和强度亦不同。

3) 喷口出口速度模型只能模拟激励器出口外场流动,不能实现合成射流的全流场计算;单连通模型和动边界模型都实现了激励器外流场和腔体流场的联合模拟;动边界模型由于考虑了腔体体积变化率对合成射流器模拟的影响因此可以获得最准确的计算结果,可以用于压电式合成射流主动流动控制的数值模拟研究。

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.
- [2] Mallinson S G, Reizes J A, Hong G. The operation and application of synthetic jet actuators[R]. AIAA 2000-2402.
- [3] 高峰,张志峰,汪亮. 微射流作动器外流场紊流数值分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2003,4(2):12-15. GAO Feng, ZHANG Zhifeng, WANG Liang. Turbulent numerical study on the external flow field of micro-jet actuator [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2003,4(2):12-15. (in Chinese)
- [4] Lee C Y, Goldstein D B. Two-dimensional synthetic jet simulation [J]. AIAA journal, 2002,40(3):510-516.
- [5] Rizzetta Donald P, Visbal Miguel R, Stanek Michael J. Numerical investigation of synthetic jet flowfields [R]. AIAA 1998-1305.
- [6] 罗小兵,李志信,过增元. 不可压缩合成喷流场的数值模拟[J]. 工程热物理学报,2001,22(增刊):56-58. LUO Xiaobing, LI Zhixin, GUO Zengyuan. Numerical simulations on flow field of incompressible synthetic jet [J]. Journal of engineering thermophysics, 2001,22(S1):56-58. (in Chinese)
- [7] 罗振兵. 合成射流/合成双射流机理及其在射流矢量控制和微泵中的应用研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006. LUO Zhenbing. Principle of synthetic jet and dual synthetic jets and their application in jet vectoring and micro-pump[D]. Changsha: National university of defense technology, 2006. (in Chinese)
- [8] 马晓永,张征宇,李聪健. 面向二维零质量射流的动网格数值模拟方法[J]. 动力学与控制学报,2007,5(3):278-281. MA Xiaoyong, ZHANG Zhengyu, LI Congjian. Study on two-dimensional zero-net-mass-flux jet using dynamic grid [J]. Journal of dynamics and control, 2007,5(3):278-281. (in Chinese)
- [9] Zohaib Hasnain, Flatau Alison B. Numerical study and experimental validation of the interaction of multiple synthetic jet actuator with cross flow [R]. AIAA 2012-1247.
- [10] Jue Zhou, Hui Tang, Shan Zhong. Vortex roll-up criterion for synthetic jets [J]. AIAA journal, 2009,47(5):1252-1262.

(编辑:徐敏)