

辅助进气激励器强化喷流混合的数值模拟

洪亮¹, 额日其太², 官建¹, 张玉东¹

- (1. 中国航天科技集团有限公司 中国航空气动力技术研究院 研发中心, 北京 100074;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对采用高动量的辅助进气激励器和“常规”激励器强化的高速、大尺度喷流混合进行了数值模拟研究。对比了辅助进气激励器和“常规”激励器吹气射流对流向涡、喷流拍动、阻塞面积的影响,分析了合成射流强化喷流混合的流动滞后现象。结果表明:合成射流强化喷流混合中的辅助进气激励器在吹气时间、吹气动量、峰值动量比方面要明显优于“常规”激励器。合成射流强化喷流混合由激励器迟滞和流场迟滞两部分组成。“常规”激励器和辅助进气激励器射流峰值动量都滞后于活塞峰值速度时刻 19.5%,流场滞后峰值动量时刻 5%左右。相比于“常规”激励器,采用辅助进气激励器的“小突片”堵塞面积较大,强化喷流混合的效果更好。

关键词: 合成射流; 强化喷流混合; 辅助进气激励器; 流动控制; 流向涡

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulations of jet mixing enhancement of novel actuator

HONG Liang¹, Eriqitai², GONG Jian¹, ZHANG Yudong¹

- (1. Research and Development Center, China Academy of Aerospace Aerodynamics,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: High-momentum novel and conventional actuators jets were used to enhance the mixing of a high speed large-scale round jet. The comparison of the blowing jet on streamwise vortices, flapping and interaction area between the novel and conventional actuators was studied. The jet mixing enhancement flow hysteresis was analyzed. Results show that the novel actuator is superior to the conventional actuator in terms of the blowing period, blowing momentum, peak jet momentum ratio. The jet mixing enhancement hysteresis consists of the actuator hysteresis and flow field hysteresis. Both the conventional actuator and novel actuator peak jet momentum lags behind the piston peak movement speed by 19.5%, and the actuator peak momentum lags behind the flow field about 5%. Compared with the conventional actuator, the interaction area of the novel actuator fluid tab is larger, leading to a better jet mixing enhancement effect.

Key words: synthetic jet; jet mixing enhancement; novel actuator;
flow control; streamwise vortices

收稿日期: 2019-04-28

基金项目: 国家自然科学基金(11572027)

作者简介: 洪亮(1987—),男,工程师,博士,主要从事飞行器排气系统气动热力学研究。

引用格式: 洪亮,额日其太,官建,等. 辅助进气激励器强化喷流混合的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2549-2558.
HONG Liang, Eriqitai, GONG Jian, et al. Numerical simulations of jet mixing enhancement of novel actuator[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2549-2558.

飞行器尾喷流的红外辐射被认为是飞行器三大辐射源之一,由于其可被探测范围宽,抑制其红外辐射是一项十分重要的课题^[1]。尾喷流的红外辐射强度主要取决于尾焰高温核心区的温度、尺度和喷流的组分等^[2-3]。采用强化飞行器尾喷流与环境气流混合是抑制尾喷流红外辐射的主要方法之一。通过大幅度地降低喷流核心区静温,减小喷流核心区尺度,减小 H_2O 、 CO_2 等辐射性气体的浓度,进而实现降低飞行器红外抑制的目标^[4]。

实现强化喷流混合的方法主要包括主动、被动控制技术两种,其中被动控制技术不需要对流动场输入能量而是通过改变排气喷管的几何构型实现的。被动控制技术的方法主要包括二元喷管、尾缘修形(V形尾缘)、小突片和波瓣喷管等^[5-8];主动控制技术主要是通过向被控制体敏感点注入能量来达到流动控制的目的,激励信号可以有多种来源,如机械振动、声激励、稳态射流、脉冲射流和合成射流等^[9-11]。以强化喷流混合为例,由于被动控制方法的控制信号的工作状态无法根据被控制体的实际工况进行调整,主动控制方法则可以根据实际工况实时地进行调节,因此,主动控制方法容易获得更好的强化喷流混合的效果,并且可以有效地缓解推力损失问题。基于主动控制技术的合成射流强化喷流混合技术是目前较有发展前途的飞行器喷流红外抑制方法之一。

在合成射流强化喷流混合的主动流动控制方法方面,吕元伟^[12]通过改变稳态、脉冲二次流的注入流量以及注入方式,在较少的横向射流量的条件下,实现了掺混效果的优化,进一步提高红外抑制的效果。李经警、王飞等^[13-14]应用大涡模拟方程对轴对称、二元圆转矩喷管在来流马赫数 $Ma=0.8$ 、高雷诺数 (2×10^5) 条件下进行了数值模拟计算,发现圆转矩喷管射流掺混效应增强,速度衰减快,核心区长度和高温区域面积减小。合成射流激励器无需引气,结构简单、工作可靠,是较有潜力的强化喷流混合激励器。针对合成射流本身及其强化喷流混合等方面,科研人员进行了大量的研究工作。李斌斌^[15]研究了合成射流与主流边界层非定常作用机制,获取了一种基于合成射流边界层主动流动控制的高效流体控制激励器。罗振兵等^[16]利用数值模拟方法,对合成射流激励器强化燃气-氧气混合进行了研究,发现合成射流激励可以改变燃气/氧气的流动方向,大大缩短了射流的核心区长度。刘艳明等^[17-18]开展了单列和多列合成射流激励器对共轴喷流的强化混合

的影响研究,结果表明合成射流激励器使喷流流场的非定常性增强、湍流度增大,从而增强了共轴射流及其与周围流体间的掺混。Parekh 等^[3]利用合成射流强化低速二元喷流的混合,结果表明合成射流激励可以强化喷流强化混合,喷流核心区长度明显缩短。Tamburello 和 Amitay^[19-20]利用 PIV (particle image velocimetry) 实验,研究了单个合成射流法向激励自由射流(雷诺数为 6600),结果表明合成射流强化喷流混合存在两个机制:①合成射流深入主喷流形成流向涡对;②主流不稳定模式的放大。Asim 等^[21]利用 DNS (direct numerical simulation) 方法研究了合成射流激励下的圆柱喷流的混合过程,喷流雷诺数为 2000,研究结果表明受激励喷流主涡环的自变形、二次流向涡对的发展及其诱导的侧向喷流,是喷流强化混合的主要机制。额日其太等^[4]研究了高动量比合成射流强化喷流混合也得到了类似的结论,发现合成射流强化喷流混合机制有流向涡、喷流拍动和轴变换,同时在合成射流强化喷流混合的研究工作中,发现高温废气的吸入会造成合成射流激励器性能的下降。

综上所述,之前的采用合成射流强化喷流混合的研究工作大多集中在低速、不可压缩范围,而针对高速、可压缩喷流的强化混合研究工作较少,合成射流激励器吸入高温废气存在性能下降的问题,因此有必要针对高速尾喷流开展辅助进气激励器强化喷流混合的研究工作。

1 物理模型及数值计算方法

1.1 计算域、边界条件及网格

轴对称收敛喷管模型如图 1 所示,喷管出口直径(d)为 30 mm,入口直径为 $1.25d$,收缩段收敛角 11° ,出口位置处存在 $0.5d$ 长的等直段。主喷流的工质为理想气体,发动机喷流(计算域入口)总温为 800 K,静温为 780 K,总压为 0.17 MPa,气流密度为 0.68 kg/m^3 ,速度为 213 m/s,主喷流雷诺数为 4×10^6 (特征尺度为 d),环境气体温度为 288 K,环境压强为 0.1 MPa,环境气体密度为 1.21 kg/m^3 。

在喷管下游距离出口 $0.13d$ 位置处对称布置了两个活塞式合成射流激励器(下文简称激励器)。活塞冲程为 17.6 mm,余隙高度为 1 mm,压缩比为 18.6,激励器出口孔径(d_0)为 2.5 mm,辅助进气缝高为 1 mm。分别采用“常规”、辅助进气激励器,激励器采用对称方式布置,反相位激励,工作频率设定为 300 Hz。

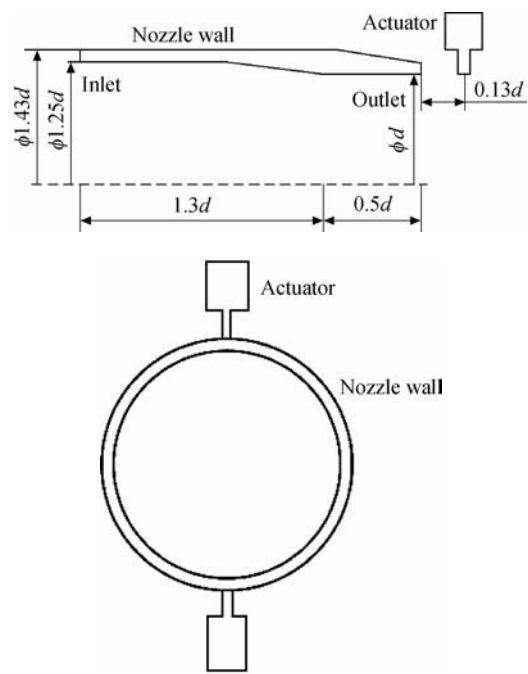


图 1 喷管及激励器示意图

Fig. 1 Sketch of nozzle and actuators

计算域及网格如图 2 所示。采用多块、分区的结构化网格。喷管内壁、激励器壁面网格加密。沿着流动方向喷管出口处初始网格节点设置为 0.4, 计算域轴向长度为 $20d$, 共有 135 个网格节点。径向计算域长度为 $15d$, 在法向和展向设置网格扩张比为 1.05。采用激励器出口截面作为激励器和喷流流场的数据交换面。图 3 中采用 $150 \times 100 \times 100$ (coarse)、 $250 \times 125 \times 125$ (medium)、 $300 \times 150 \times 150$ (fine)、 $500 \times 250 \times 250$ (finer) 四组网格进行了网格无关性验证, 比较了喷流中心线速度分布。其中 x 为流动方向坐标, $x=0$ mm 表

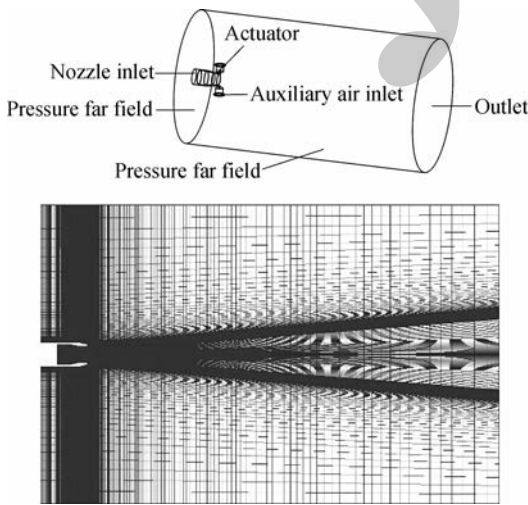


图 2 计算域边界条件及网格

Fig. 2 Computational boundary conditions and mesh

示喷管出口位置处。网格无关性验证表明中等尺度网格的计算精度与最密网格存在 1.1% 误差。因此后面的计算采用中等尺度网格计算。

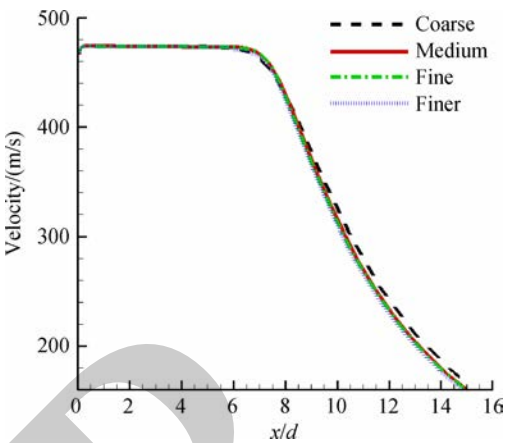


图 3 喷流中心线速度分布

Fig. 3 Velocity distribution on jet central line

1.2 控制方程

数值计算采用密度基双时间隐式方法求解非定常、可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程组。采用 Roe 格式的二阶迎风格式离散网格单元界面上对流通量, 采用二阶中心差分格式求解黏性通量, 采用一阶隐式 Euler 后差分公式离散物理时间, 内迭代采用隐式虚拟时间推进。流动工质为理想气体, 黏度采用 Sutherland 公式计算。计算三维全流场, 对于喷管流动, 首先完成稳态流动计算, 在稳态收敛的基础上开始非稳态激励计算, 重力效果被忽略。流动控制方程如下:

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \bar{\tau} \tag{1}$$

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \tag{2}$$

能量方程

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot [(E + p)\mathbf{v}] = \nabla \cdot (\bar{\tau} \cdot \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\kappa \nabla \Theta) \tag{3}$$

理想气体状态方程

$$p = \rho R_g \Theta \tag{4}$$

式中 ρ 为密度, t 为时间, E 为能量, R_g 为气体常数, Θ 为温度, $\bar{\tau}$ 为应力张量, $\mathbf{v}$ 表示速度矢量, κ 为导热系数。

1.3 动网格模型

采用激励器激励喷流, 对于活塞运动的模拟,

采用 Cylinder 动网格模型,汽缸壁面、空间网格增长方式为基于弹性变形的网格调整、动态网格层变以及局部网格重构^[22]。活塞曲柄连杆机构作动步长为 0.1° 。相应的非定常时间步为 9.26×10^{-7} s。

采用 Cylinder 动网格模型来模拟激励器的作动过程,动网格计算的守恒方程为

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV + \int_{\partial V} \rho \Phi (\mathbf{v} - \mathbf{v}_g) \cdot d\mathbf{A} = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \Phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V s_\Phi dV \quad (5)$$

时间相关项写成一阶后差分格式为

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV = \frac{(\rho \Phi V)^{n+1} - (\rho \Phi V)^n}{\Delta t} \quad (6)$$

第 $n+1$ 时间层的控制体体积为

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt} \Delta t \quad (7)$$

$\frac{dV}{dt}$ 是控制体的时间导数

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \mathbf{v}_g \cdot d\mathbf{A} = \sum_j^{n_f} \mathbf{v}_{g,j} \cdot d\mathbf{A}_j \quad (8)$$

式中 Φ 是标量, V 表示控制体积, Γ 是扩散系数, n_f 是控制体的面网格数, $\mathbf{A}_j$ 是面 j 的面积向量, $\mathbf{v}$ 表示流体速度矢量, $\mathbf{v}_g$ 是动网格速度。面法向速度为 $\mathbf{v}_{g,j} \cdot d\mathbf{A}_j$, dV_j 表示控制体每个面在 dt 时间变化的体积, s_Φ 表示标量 Φ 的源相,模拟拟动网格需要给出控制体变形面上的运动规律。

1.4 湍流模型

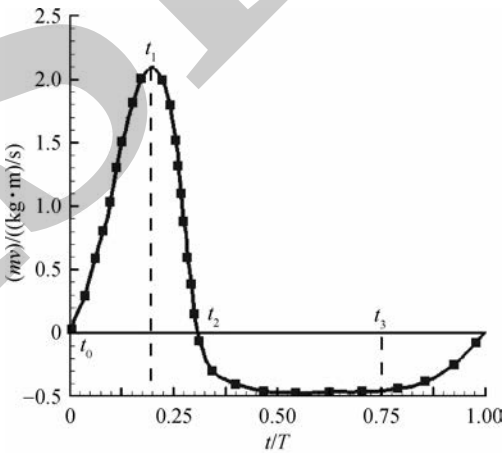
对标准 k 模型进行修正, Yakhot 和 Orzag 提出的重整化群 renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 模型。RNG $k-\epsilon$ 模型在 ϵ 方程中额外增加了一项,考虑了旋转对于湍流的影响,因此 RNG $k-\epsilon$ 模型增强了旋转流动计算的可靠性。RNG $k-\epsilon$ 模型采用解析公式计算湍流普朗特数。考虑到合成射流在形成过程中产生的湍流涡对,本文采用了 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型封闭 N-S 方程组。同时,对比了相同工况下的激励器的数值计算和 PIV 实验的结果,发现 RNG 模型的计算结果与实验结果吻合较好^[23]。

2 “常规”、辅助进气激励器喷流强化混合的流场分析

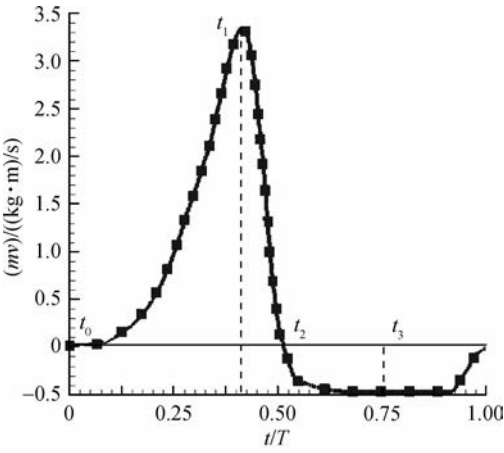
2.1 “常规”、辅助进气激励器特性

图 4 为一个周期(T),“常规”、辅助进气激励器出口截面动量(mv)。其中激励器工作频率为

300 Hz(斯特劳哈尔数 $St=0.02$),辅助进气激励器的机械结构及原理在文献[24-25]中已进行了详尽地介绍。与“常规”激励器不同的是在激励器下止点附近设计了一个缝隙式辅助进气口,当活塞运动到辅助进气口下方时,辅助进气口自动开放并吸入环境气体,从而提高了激励器的吸气能力。当活塞运动到辅助进气口上方时,会遮挡辅助进气口,使辅助进气口自动关闭,避免腔体内的气流泄漏^[24-25]。一个典型激励器的工作过程分为吹气、吸气阶段。相对于“常规”激励器,辅助进气激励器可以大幅度地提高激励器性能。其中辅助进气激励器吸入高温废弃和环境低温气体,其峰值压力为 0.52 MPa,密度为 3.08 kg/m^3 ,温度为 568 K。图 4 显示采用合成射流强化喷流混合中的辅助进气激励器在吹气时间、吹气动量方面要明显优于“常规”激励器。其中“常规”激励器的占空比为 31.1%,辅助进气激励器的占空比增加到



(a) “常规”激励器



(b) 辅助进气激励器

图 4 一个周期激励器出口截面瞬时动量图

Fig. 4 Time-periodic momentum distribution of actuator on outlet section

了 51.4%，辅助进气激励器峰值动量比从“常规”激励器的 10.77% 增大到了 17.12% (峰值动量比定义为激励器吹气射流峰值动量与未激励喷流的动量之比(t_1 时刻))。

2.2 合成射流强化喷流混合的场分析

图 5、图 6 所示为受激励喷流的典型时刻 t_0 、 t_1 、 t_2 、 t_3 (吹气起始时刻、吹气峰值动量时刻、吹气终止时刻、典型吸气时刻($t_3=0.75T$))的三维温度场的发展。随着合成射流吹气、吸气过程的转变,喷流核心区出现周期性的变化。

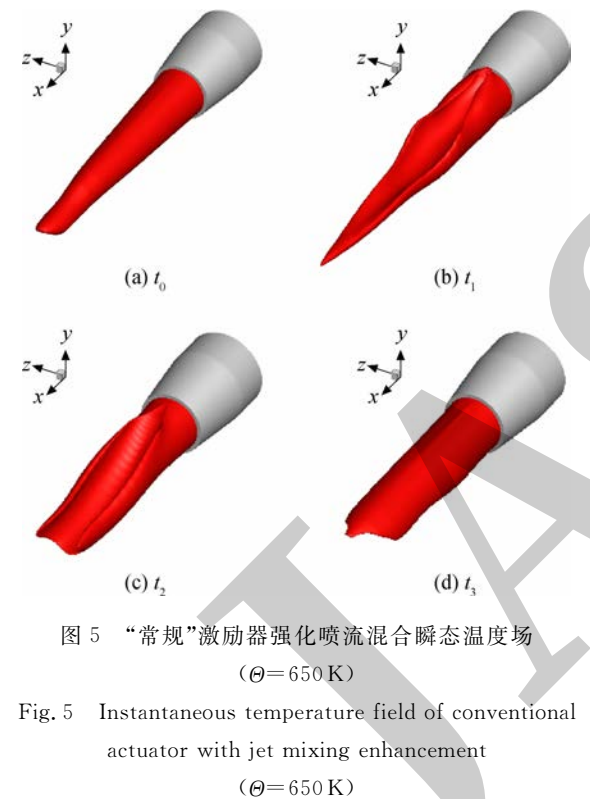


图 5 “常规”激励器强化喷流混合瞬态温度场
($\Theta=650\text{ K}$)
Fig. 5 Instantaneous temperature field of conventional actuator with jet mixing enhancement
($\Theta=650\text{ K}$)

采用反对称方式激励喷流,激励器 a、b 相位相反,本文以激励器 a 为研究对象分析流场的变化。在 t_0 时刻,激励器 a 开始吹气,由于激励器 b 影响着喷流,所以喷流核心长度缩短。从图 4 激励器瞬态动量图可以看到,在这个时刻,“常规”激励器 b 处于吸气阶段,对喷流混合的影响比较小,所以喷流核心区比较长。对于辅助进气激励器,由于占空比增大,激励器 b 处于吹气阶段,对喷流混合有显著影响,所以喷流核心区比较短。在 t_1 时刻,激励器 a 的吹气动量达到最大,合成射流卷吸大量环境空气进入喷流,使喷流长度缩短,并变得纤细。辅助进气激励器的峰值动量比“常规”激励器更大,因此喷流长度更短。在激励器吹气终止时刻(t_2),合成射流沿流向向下游运动,继续影

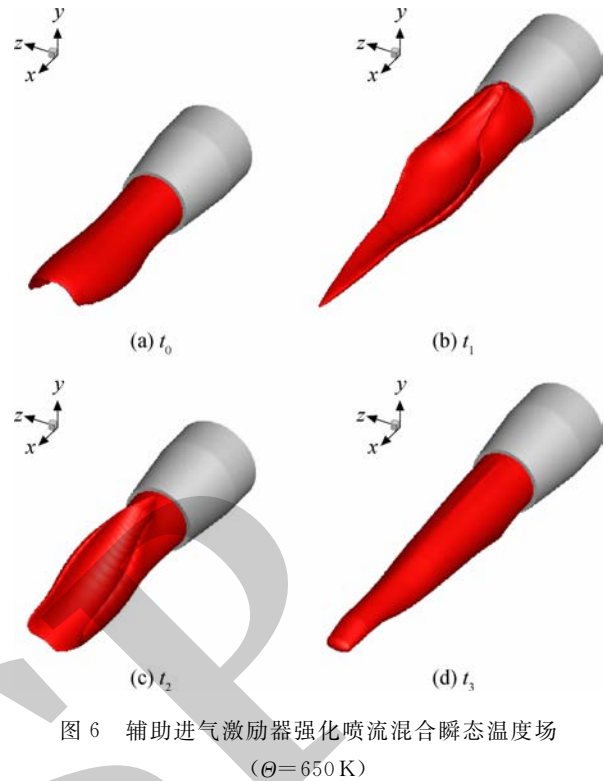


图 6 辅助进气激励器强化喷流混合瞬态温度场
($\Theta=650\text{ K}$)
Fig. 6 Instantaneous temperature field of novel actuator with jet mixing enhancement ($\Theta=650\text{ K}$)

响喷流,喷流核心区长度持续缩短,由此说明合成射流对喷流混合的影响存在流动滞后现象,喷流核心区长度最短时刻滞后于合成射流吹气峰值动量时刻。在吸气时刻(t_3),激励器 a 会吸入一部分喷流气体,但是对喷流强化混合的影响很小,喷流核心区缩短主要是因为激励器 b 处于吹气时刻(见图 4),合成射流的吹气阶段和吸气的初始阶段(由于滞后性)是喷流强化混合的主要阶段,因此,由于占空比更大,辅助进气激励器在一个周期内的喷流强化混合效果更好。

横截面 $x/d=1$ 的瞬态温度场见图 7、图 8,图中 y 表示激励器轴向坐标, z 表示径向坐标。合成射流与主喷流相互作用产生的反向旋转流向涡对,卷吸了大量低温环境流体进入喷流的核心区,使喷流核心区内出现了低温区域,显著地改变了喷流横截面的形状。相比于“常规”激励器,辅助进气激励器可以夹带更多的环境流体进入核心区,穿透深度更深,混合层厚度更大。得益于更长的吹气时间,激励器 a、b 的吹气阶段覆盖了一个激励周期的大部分,因此,辅助进气激励器的有效激励时间更长。另外,从图 7 和图 8 可以看到,在激励器的吸气阶段,吸气位置的喷流形状发生微小的改变,使喷流出现一个小的凸起,但是对喷流混合的影响很小。

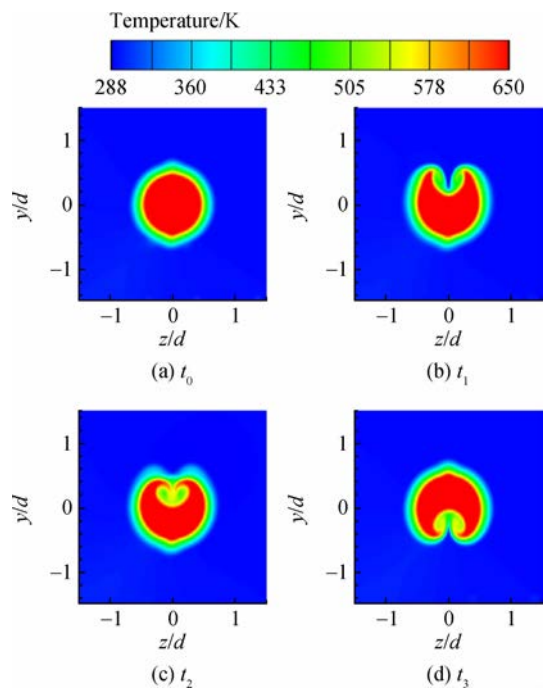


图 7 “常规”激励器强化喷流混合流向截面瞬态温度场
($x/d=1$)

Fig. 7 Instantaneous temperature field of conventional actuator with jet mixing enhancement
($x/d=1$)

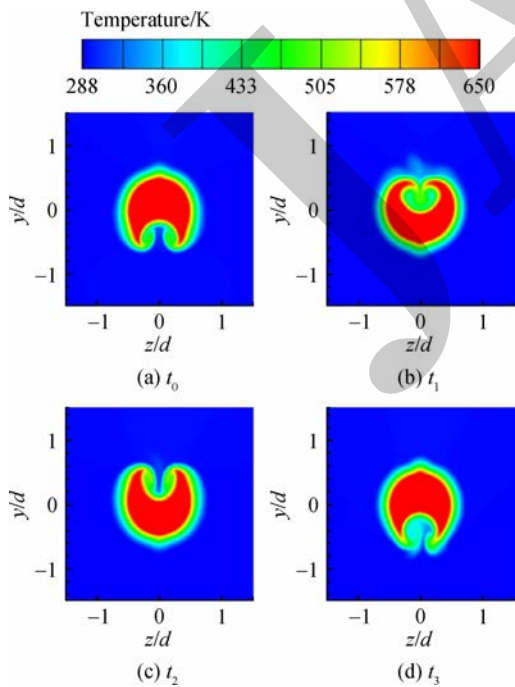


图 8 辅助进气激励器强化喷流混合流向截面瞬态温度场($x/d=1$)

Fig. 8 Instantaneous temperature field of novel actuator with jet mixing enhancement
($x/d=1$)

2.3 合成射流强化喷流混合的迟滞

合成射流强化喷流混合分为激励器迟滞和流场迟滞两部分。首先分析激励器迟滞效应,图 9 为一个周期内“常规”和辅助进气激励器的活塞运动速度和激励器射流动量图,“常规”和辅助进气激励器射流峰值动量都滞后于活塞峰值速度时刻 19.5%。

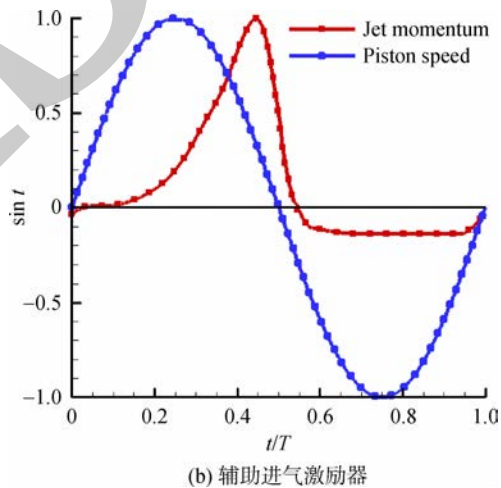
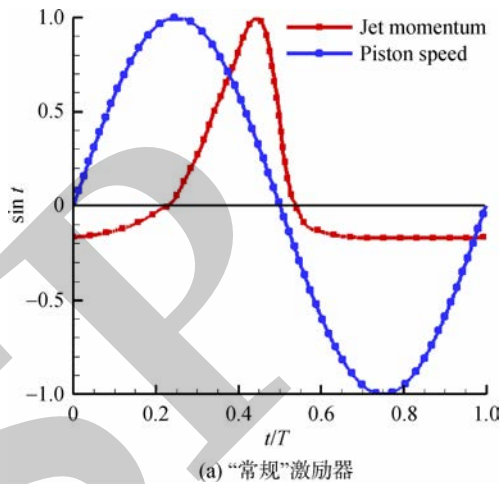


图 9 一个周期内激励器出口截面射流动量和活塞运动速度图

Fig. 9 Time-periodic jet momentum distribution and piston movement speed of actuators on outlet section

图 10 为“常规”激励器一个周期内不同时刻的喷流中心线瞬态温度分布。在 $t_0+(9/36)T$, 喷流最短,此刻定义为喷流强化混合效果最佳时刻。在 $t_0+(13/36)T$,合成射流穿透最深。而合成射流峰值动量时刻为 $t_0+(7/36)T$ 。流场滞后峰值动量时刻 5%左右。由此说明合成射流强化喷流混合的存在轻微的流场迟滞现象。

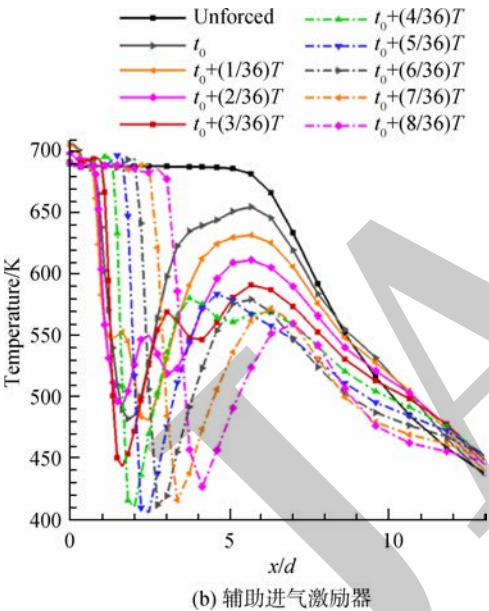
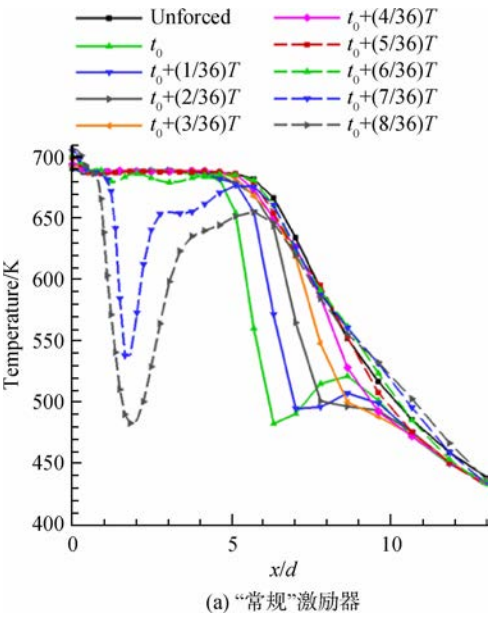


图 10 喷流中心线瞬态温度分布

Fig. 10 Instantaneous temperature distributions on jet central line

2.4 流向涡

在合成射流强化喷流混合的研究中,流向涡是强化喷流混合的主要机制之一,流向涡通过卷吸环境流体进入喷流核心区,来实现强化喷流和环境流体之间的输运。采用 v_e/d 无量纲化的流向涡涡量, $\Omega_{non} = \frac{d}{v_e} \left(\frac{\Omega v}{|v|} \right)$, 式中 Ω 为流向涡涡量。

图 11、图 12 为瞬态无量纲涡量图,比较“常规”合成射流、辅助进气激励器强化喷流混合流向截面瞬态流向涡可知,合成射流和主流的相互作用,导致主喷流中产生了一组反向旋转的流向涡

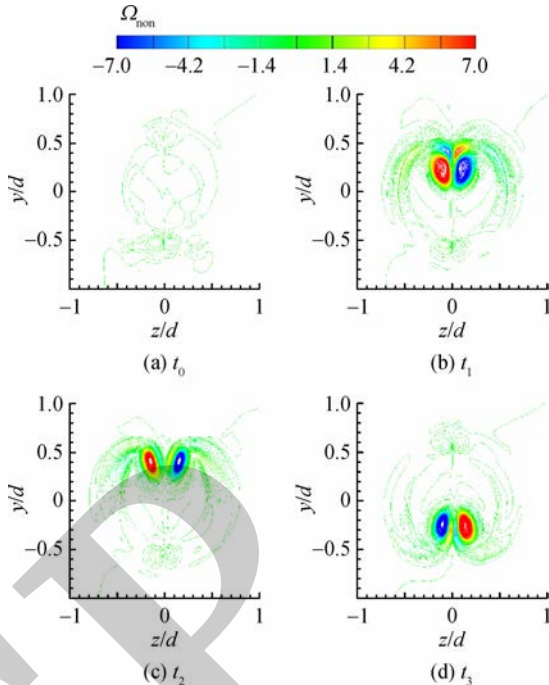


图 11 “常规”激励器强化喷流混合流向截面瞬态流向涡 ($x/d=1$)

Fig. 11 Instantaneous streamwise vorticity of conventional actuator with jet mixing enhancement ($x/d=1$)

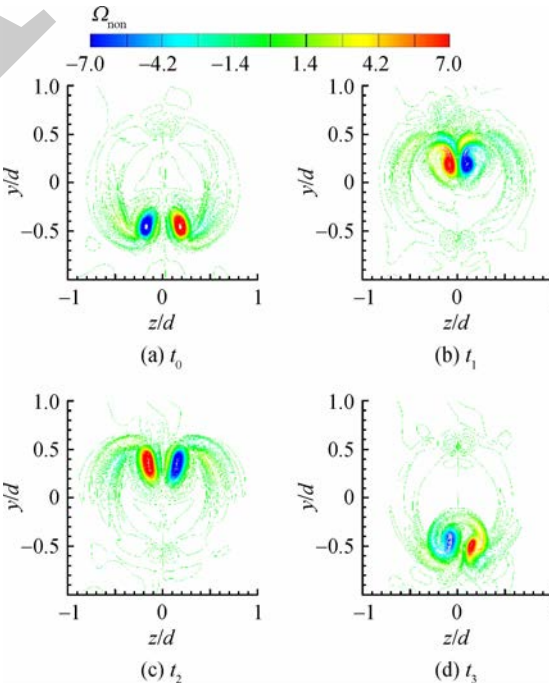


图 12 辅助进气激励器强化喷流混合流向截面瞬态流向涡 ($x/d=1$)

Fig. 12 Instantaneous streamwise vorticity of novel actuator with jet mixing enhancement ($x/d=1$)

对,与合成射流相对应。在吹气峰值动量时刻,相比于“常规”合成射流激励器,由于辅助进气激励器吹气射流动量更大,流向涡核更靠近喷流中心线。另外,由于辅助进气激励器的占空比较大,在一个激励周期内流向涡持续的时间更长,有利于喷流与环境气流的混合。

2.5 拍 动

激励平面的瞬态温度场如图 13、图 14。在“常规”激励器周期性激励下,喷流沿激励方向拍

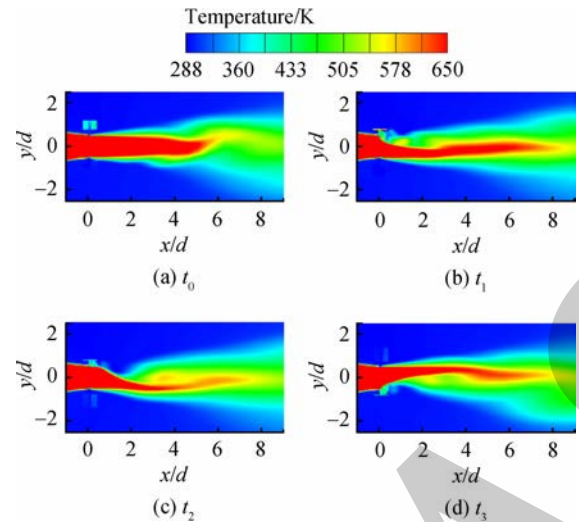


图 13 “常规”激励器强化喷流混合激励平面瞬态温度图
Fig. 13 Instantaneous temperature distribution on actuator plane of conventional actuator with jet mixing enhancement

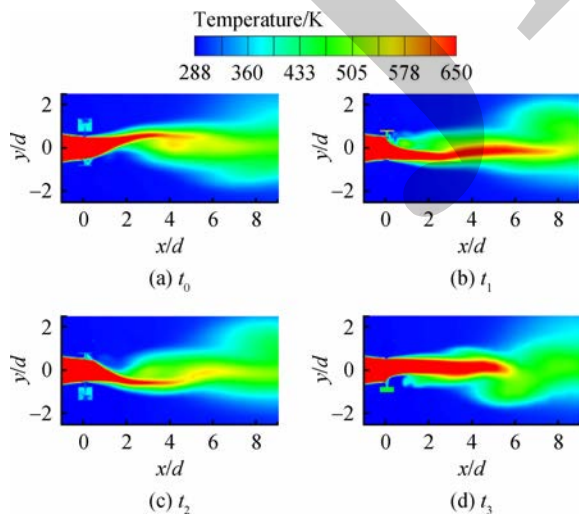


图 14 辅助进气激励器强化喷流混合激励平面瞬态温度图
Fig. 14 Instantaneous temperature distribution on actuator plane of novel actuator with jet mixing enhancement

动,拍动频率与激励频率相同。在辅助进气激励器的作用下,喷流同样发生拍动,由于辅助进气激励器的吹气动量更大,喷流拍动幅度更大,甚至出现了截断现象(如图 14(c))。

2.6 堵塞面积

在合成射流强化喷流混合的研究中发现,当流向涡是强化混合的主要机制时,射流的作用类似于“小突片”。图 15 给出了合成射流峰值动量时刻,在 $x/d=0$ 截面的合成射流进入主流形成的“小突片”。从图中可以看到,相对于“常规”激励器,辅助进气激励器流向涡更强(如图 16),穿透更深,“小突片”的堵塞面积大。流向涡的强度与“小突片”的堵塞面积密切相关,堵塞面积越大,形成的流向涡越强,强化混合效果更好。由于辅助进气激励器的射流峰值动量大于“常规”激励器的射流峰值动量,因此,辅助进气激励器的“小突片”堵塞面积较大,产生更强的 CVPs(反向旋转流向涡对),具有更好的强化喷流混合效果。

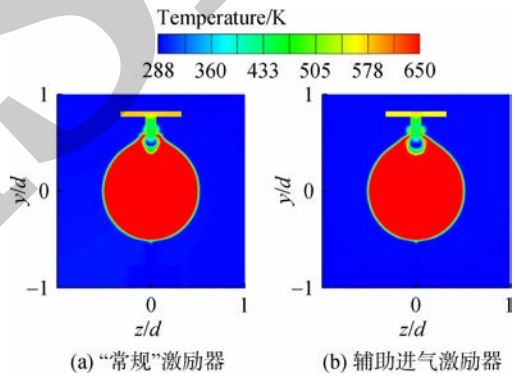


图 15 流向截面瞬态温度($x/d=0$)
Fig. 15 Instantaneous temperature distribution on streamwise section ($x/d=0$)

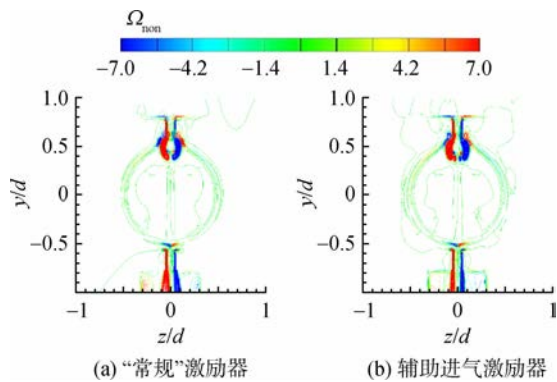


图 16 流向截面瞬态流向涡($x/d=0$)
Fig. 16 Instantaneous streamwise vorticity distribution on streamwise section ($x/d=0$)

2.7 喷流中心线温度分布

图 17 所示为时间平均的无量纲中心线温度分布。其中 Θ_a 为环境温度, Θ_0 为喷口截面中点温度。从图可以看到, 相比于“常规”激励器, 辅助进气激励器强化喷流混合的效果更好。采用辅助进气激励器强化喷流混合的喷流中心线温度从 $x/d=1$ 处开始衰减, 核心区长度缩短近 83%。

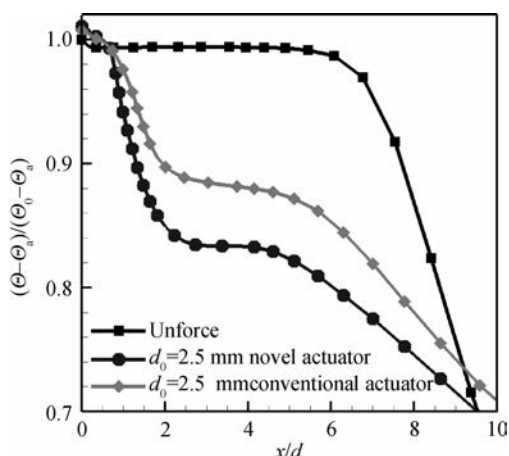


图 17 时间平均的无量纲温度在中心线上的分布

Fig. 17 Time-averaged normalized temperature distributions on central line

3 结 论

本文采用高动量的辅助进气和“常规”激励器强化的高速、大尺度喷流混合进行了数值模拟研究。对比了“常规”、辅助进气激励器吹气射流对流向涡、喷流拍动、阻塞面积的影响, 分析了合成射流强化喷流混合的流动滞后现象, 结果表明:

1) 采用合成射流强化喷流混合中的辅助进气激励器在吹气时间、吹气动量、峰值动量比方面要明显优于“常规”激励器; 辅助进气激励器很好地解决了激励器吸入高温废气导致性能下降的问题, 相比于“常规”激励器, 辅助进气激励器可以夹带更多的环境流体进入核心区, 穿透深度更深, 混合层厚度更大, 此外, 合成射流吸气过程对喷流强化混合的影响十分有限。

2) 合成射流强化喷流混合由激励器迟滞和流场迟滞两部分组成。“常规”激励器和辅助进气激励器射流峰值动量都滞后于活塞峰值速度时刻 19.5%。合成射流强化喷流混合存在轻微的流场迟滞现象, 流场滞后峰值动量时刻 5% 左右。

3) 在辅助进气激励器的作用下, 喷流在激励

方向上发生拍动, 由于辅助进气激励器的吹气动量更大, 喷流拍动幅度更大, 甚至出现了喷流截断现象。

4) 相比于“常规”激励器, 采用辅助进气激励器的“小突片”堵塞面积较大, 强化喷流混合的效果更好。

参考文献:

- [1] DAVID L, BLUNCK K, JAY P G. Radiating characteristics of High temperature exhaust plumes from a subsonic axisymmetric nozzle[R]. AIAA-2009-1639, 2009.
- [2] RAMAN G, CORNELIUS D. Jet mixing control using excitation from miniature oscillating jets[J]. AIAA Journal, 2005, 33(2): 365-368.
- [3] PAREKH D E, KIBENS V, GLEZER A, et al. Innovative jet flow control: mixing enhancement experiments[R]. AIAA 96-0308, 1996.
- [4] Eriqitai, HONG Liang, LI Ting, et al. Numerical simulations of mixing enhancement in subsonic jet using high-momentum synthetic jets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016 32(2): 1095-1103.
- [5] ZAMAN K B, REEDER M F, SAMIMY M. Supersonic jet mixing enhancement by delta-tabs[R]. AIAA 92-3548, 1992.
- [6] MALECKI R, LORD P W. Navier-Stokes analysis of a lobe mixer and nozzle[R]. AIAA 90-0453, 1990.
- [7] CALLENDER B, GUTMARK E, MARTENS S. A PIV flow field investigation of chevron nozzle mechanisms[R]. AIAA-2004-0191, 2004.
- [8] 刘欣, 姜楠. 喷口加齿湍射流增强混合的实验与数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 884-890.
LIU Xin, JIANG Nan. Experimental and numerical study of jet mixing enhancement with wedged nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 884-890. (in Chinese)
- [9] 聂萌萌, 张靖周, 谭晓茗. 自耦射流激励同向气流掺混的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2678-2682.
NIE Mengmeng, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Numerical investigation on two parallel flows mixing excited by synthetic jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2678-2682. (in Chinese)
- [10] BEHROUZI P, MCGUIRK J J. Flow control of tabs mixing using a pulsed fluid tab nozzle[R]. AIAA-2006-3509, 2006.
- [11] BEHROUZI P, FENG T, MCGUIRK J J. Active flow control of jet mixing using steady and pulsed fluid tabs[J]. Journal of Systems and Control Engineering, 2008, 222(5): 381-395.
- [12] 吕元伟. 火花型合成射流对二元双喉道矢量喷管的流体主动控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
LÜ Yuanwei. Active flow control of dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzle using synthetic jet driven by spark discharge[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics

and Astronautics,2016. (in Chinese)

[13] 李经警,张勃,吉洪湖,等. 基于大涡模拟的圆转矩喷管尾喷流强化掺混机理研究[J]. 航空发动机,2018,44(2):27-34. LI Jingjing,ZHANG Bo,JI Honghu,et al. Investigation on mixing enhancement mechanism of tail jet flow of circle-rectangular transition nozzle based on large eddy simulation[J]. Aeroengine,2018,44(2):27-34. (in Chinese)

[14] 王飞,张勃,吉洪湖. 几何对称横向射流入射对尾喷流红外辐射特征抑制的数值研究[J]. 航空发动机,2015,41(2):45-49. WANG Fei,ZHANG Bo,JI Honghu,et al. Numerical investigation of infrared radiation suppression characteristics for plume with geometric symmetrical transverse jets[J]. Aeroengine,2015,41(2):45-49. (in Chinese)

[15] 李斌斌. 合成射流及在主动流动控制中的应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2012. LI Binbin. Synthetic jets and its application in active flow control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012. (in Chinese)

[16] 罗振兵,夏智勋,胡建新. 合成射流激励器增强同向燃气-氧气掺混数值模拟及机理研究[J]. 固体火箭技术,2004,27(4):267-271. LUO Zhenbing,XIA Zhixun,HU Jianxin. Numerical simulation and mechanism investigation on equidirectional fuel-air/oxygen mixing enhanced by synthetic jet actuators[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2004,27(4):267-271. (in Chinese)

[17] 刘艳明,王保国,刘淑艳,等. 合成射流激励器阵列对其轴射流掺混的影响[J]. 航空动力学报,2009,24(3):566-572. LIU Yanming,WANG Baoguo,LIU Shuyan,et al. Influence of synthetic jet actuator arrays on the mixing in coaxial jets[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(3):566-572. (in Chinese)

[18] 刘艳明,王保国,刘淑艳,等. 合成射流激励器实现共轴射流掺混控制[J]. 推进技术,2008,29(6):681-684. LIU Yanming,WANG Baoguo,LIU Shuyan,et al. Numerical simulation of mixing control for coaxial jets with synthetic jet[J]. Journal of Propulsion Technology,2008,29(6):681-684. (in Chinese)

[19] TAMBURELLO D A,AMITAY M. Three-dimensional interactions of a free jet with a perpendicular synthetic jet[J]. Journal of Turbulence,2007,8(2):831-845.

[20] TAMBURELLO D A,AMITAY M. Active control of a free jet using a synthetic jet[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2008,29(2):967-984.

[21] ASIM O,JOHAN M. Modification of vortex dynamics and transport properties of transitional axisymmetric jets using zero-net-mass-flux actuation[J]. Physics of Fluids,2014,27(6):075103. 1-075103. 24.

[22] ANSYS Incorporation. ANSYS fluent theory guide 17. 0 [M]. Canonsburg,PA,US:ANSYS,Incorporation,2016.

[23] LUO Zhenbing,XIA Zhixun,LUO Wei,et al. Principle of a novel dual synthetic jets actuator based continuous flow micro-pump[R]. AIAA-2008-4704,2008.

[24] Eriqitai,HONG Liang,LI Ting. Novel piston-type synthetic jet actuator with auxiliary air inlet[J]. ASCE-Journal of Aerospace Engineering,2019,32(1):04018127. 1-04018127. 11.

[25] Eriqitai,HONG Liang,LI Ting,et al. Effect of ambient temperature on piston-type synthetic jet actuator [J]. SAGE-Journal of Aerospace Engineering,2018,232(6):1077-1086.

(编辑:陈 越)