

高温环境辅助进气合成射流的 激励器性能

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 中国航天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: 对高温环境下活塞式合成射流激励器的流场进行了数值模拟和试验研究,对比了激励器工作频率和射流孔直径,对常规、辅助进气激励器性能的影响。结果表明:在高温环境下,相对于常规进气,辅助进气可以显著地提高激励器性能,激励器吸气量、腔体峰值压比和射流峰值动量提高的同时,激励器出口截面射流峰值速度略有下降。辅助进气装置的效能最大区域为高工作频率或者小射流孔直径。相对于常规激励器,辅助进气激励器的吸气量、腔体峰值压比和射流峰值动量的增加幅度最大,分别增加了常规激励器的 230.73%、103.97%和 107.37%(工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm)。

关 键 词: 合成射流; 辅助进气; 活塞式; 激励器性能; 腔体压力

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Performace of novel synthetic jet actuator under high ambient temperature

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: The flow field of the piston-type synthetic jet actuator (SJA) under high ambient temperature was investigated numerically and experimentally. The effects of the actuation frequency and orifice diameter on conventional SJA and novel SJA were analyzed. The results indicated that the auxiliary air inlet can significantly increase the SJA performance under high ambient temperature. Compared with the conventional SJA, the novel SJA can increase the inlet mass flow rate, peak cylinder pressure ratio and peak jet momentum, despite of a little decrease of the peak jet velocity. The peak efficiency of the auxiliary air inlet lied in high actuation frequencies or small orifice diameter. Compared with the conventional SJA, the inlet mass flow rate, peak cylinder pressure ratio and peak jet momentum of novel SJA increased up to 230.73%, 103.97%, and 107.37%, respectively, of conventional SJA at actuation frequency of 250 Hz, orifice diameter of 2 mm.

收稿日期:2019-09-10

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. 高温环境辅助进气合成射流的激励器性能[J]. 航空动力学报,2020,35(1):126-134. HONG Liang,Eriqitai,GONG Jian,et al. Performace of novel synthetic jet actuator under high ambient temperature[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(1):126-134.

Key words: synthetic jet; auxiliary air inlet; piston-type; actuator performance; cylinder pressure

主动流动控制技术是流体力学研究的前沿和热点,在航空航天、交通运输和能源等领域存在着大量的潜在应用^[1-2]。作为主要的主动流动控制技术之一,合成射流及其在航空航天领域的应用得到了国、内外研究人员的广泛关注,例如压气机叶栅流动控制^[3-4]、机翼流动分离控制^[5-6]、发动机推力矢量控制^[7-8]、进气道流动控制^[9-10]、喷流强化混合^[11]、强化传质传热^[12]和飞机尾喷流噪声抑制^[13]等等。

合成射流的发生装置主要包括压电式^[14-15]、活塞式^[16-17]、等离子体^[18-19]。由于具有出口射流速度高、功率大等优点,近年来活塞式合成射流激励器得到了广泛的关注^[20]。

在一些特定的工况下,活塞式合成射流激励器需要在高温环境中工作,例如强化飞行器尾喷流与环境气流的混合^[21-22]、增强燃烧室油气掺混^[23]等。Parekh 等人^[24]利用合成射流强化了二元喷流的混合,结果表明:合成射流激励可以显著地缩短喷流核心区长度。Davis 和 Ritchie 等人^[25-26]用合成射流激励器,强化了同轴喷流的混合,结果表明:高频激励会导致喷流径向扩展、近场湍流强度、内剪切层中的旋涡结构、下游湍流耗散增大。Chen 等人^[27]进行了使用活塞式合成射流激励器提高燃烧室燃料混合的研究,结果表明:在活塞式合成射流激励器激励下,燃烧室边缘附近燃料混合得到很大提高。Wang 等人^[28]采用 lattice boltzmann equation 方法模拟了合成射流强化燃烧室油气掺混,结果表明合成射流可以大幅度提高燃烧室的混合效率。罗振兵等人^[29]利用数值模拟方法,对活塞式合成射流激励器增强同向燃气-氧气掺混进行了研究,结果表明:合成射流激励改变和加强了射流出口附近的旋涡结构,从而增强了燃气/氧气平行射流在出口附近的混合。然而,这些研究工作中的绝大多数是在常温环境中进行的,尽管在喷流强化混合和增强燃烧室油气掺混等应用中,活塞式合成射流激励器工作在高温环境中。王猛杰^[30]在利用合成射流强化高温喷流混合的研究中,发现环境温度对活塞式合成射流激励器性能存在着显著影响,随着环境温度的升高,活塞式合成射流激励器的性能下降,但是并没有深入地研究环境温度对激励器性能的影响机制和规律。所以,有必要研究高温

环境对活塞式合成射流激励器性能的影响,并对活塞式合成射流激励器的设计进行改进,以适应高温工作环境。

本文利用数值模拟方法,研究了高温环境下活塞式合成射流激励器(synthetic jet actuator, SJA,下文简称激励器)的性能,对比了激励器工作频率和射流孔直径对常规、辅助进气激励器性能的影响规律。

1 物理模型及数值计算方法

1.1 计算域、边界条件及网格

激励器计算域及边界条件如图 1、图 2 所示,为三维计算域。激励器气缸直径 $D=19.5\text{ mm}$,活塞冲程 $L=16.4\text{ mm}$,排气体积为 5.5 cm^3 ,余隙高度 $H=2.2\text{ mm}$,压缩比为 8.45。射流孔布置在气缸盖中心,射流孔直径(d)可调,曲柄直径为 8.2 mm ,曲柄连杆长度为 30 mm 。图 1(b)所示是本文作者提出的一种全新的、带有辅助进气口的活塞式合成射流激励器,具体方案见文献[31],现简述如下:在激励器下止点附近设计了一个缝高 $h=1\text{ mm}$ 的缝隙式辅助进气口,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。

激励器气缸壁面设置为固体绝热壁面,环境流场分别设置为压力远场和压力出口边界条件。

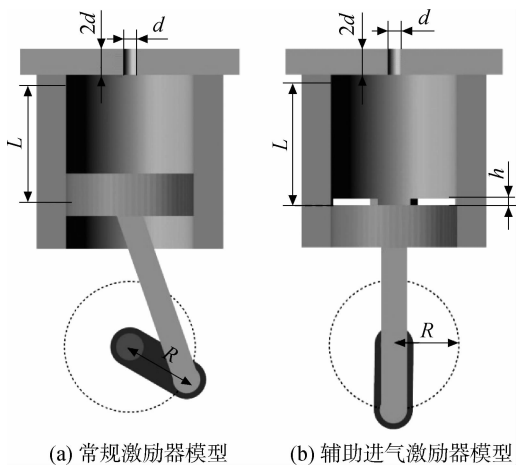


图 1 激励器模型

Fig. 1 SJA models

激励器气缸壁面第一层网格高度设置为 0.01 mm, y^+ 为 2。对激励器孔口上下游区域的网格进行了加密处理。采用圆柱形计算域, 流向长度为 120 mm, 径向长度为 70 mm。设定环境压力为 10^5 Pa。环境温度为 800 K, 无侧风。流动工质为理想气体, 辅助进气口流体工质为常温常压气体, 温度为 288 K。为了研究激励器工作频率和射流孔直径对激励器性能的影响, 在当前的研究中, 选择的激励器工作频率分别为 150、200、250 Hz, 射流孔直径分别为 2、3、4 mm, 孔深为二倍射流孔直径。辅助进气激励器流场的结构化网格如图 2。

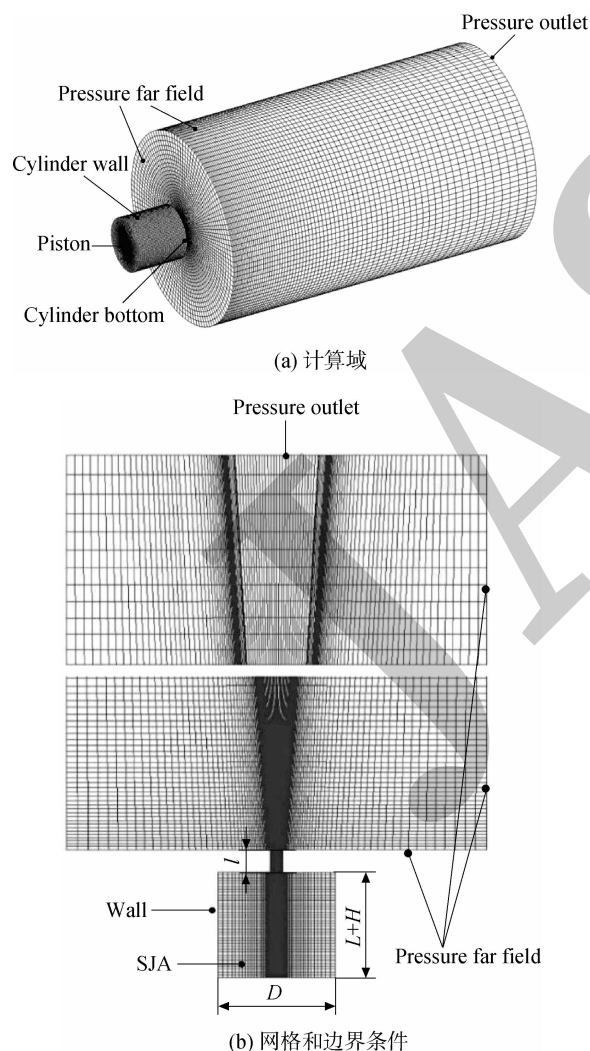


图 2 计算域网格及边界条件

Fig. 2 Computational domain mesh and boundary conditions

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, 黏性采用 Sutherland 公式计算。计算三维全流场, 重力效果被忽略。流动控制方程如下:

动量方程

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \rho \left(v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \rho \overline{v'_i v'_j} \right) \quad (1)$$

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

能量方程

$$\rho \frac{de}{dt} = -p \frac{\partial v_i}{\partial x_i} + 2\mu \epsilon_{ij} \epsilon_{ij} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right)^2 + \rho q + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

理想气体状态方程

$$p = \rho RT \quad (4)$$

式中 ρ 为密度, t 为时间, v 为速度, v' 为脉动速度, μ 为黏度, e 为能量, ϵ_{ij} 为涡黏度, κ 为导热系数, T 为温度。

1.3 动网格模型

对于激励器活塞运动的模拟, 采用 Cylinder 动网格模型, 气缸壁面、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。活塞曲柄连杆机构作动步长为 0.05° 。

1.4 湍流模型

由于 RNG (renormalization-group) $k-\epsilon$ 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, 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。

1.5 数值验证

为了验证数值计算的方法, 作者在北京航空航天大学使用相同的激励器进行了实验, 具体的实验结果见参考文献[31]。现简述如下, 图 3 为流激励器实验装置和测量图, 测试系统主要包括动态压力传感器、转速测量仪和数据采集系统等。设定激励器工作频率为 25、100 Hz, 射流孔直径为 2 mm。激励器腔体压力采用 PCB-113B27 型压电式动态压力传感器测量, 动态压力传感器采

用齐平安安装方式,实验数据的采样率设置为 10 kHz。采用 DH3840 型可编程信号放大器来放大动态压力传感器采集的信号,该设备频宽为 100 kHz。采用 HB96 型的光栅测速计来测量活塞的转速。数据采集卡选用美国 NI 公司的 PXI-6259 型采集卡,其最大采样频率为 80 MHz。

实验方案如下所述:激励器活塞通过直流电动机驱动,直流电动机额定转速为 15 000 r/min (250 Hz),通过遥控装置调节电动机转速来实现对激励器工作频率的控制,工作频率的调节精度为 ± 0.5 Hz。采用动态压力传感器测量气缸内压力,经过压力信号放大器把放大的动态压力传感器采集的信号,传输给数据采集卡,最后由便携式笔记本电脑进行数据采集和处理工作。活塞转速采用 HB96 型的光栅测速计来测量,通过速度监视器实现实时转速数据的显示。

实验结果如图 4 所示,当工作频率为低频和中频时($f=25,100$ Hz),一个周期(τ)激励器腔体的相平均压比的数值计算结果和实验结果吻合度较好,因此认为数值计算结果可信。其中 π 为激励器腔体压力与环境压力之比(图中 novel SJA 代表辅助进气激励器)。

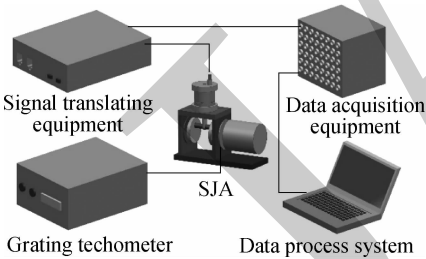
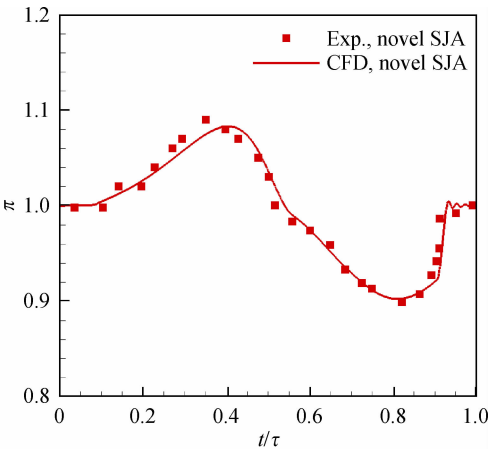
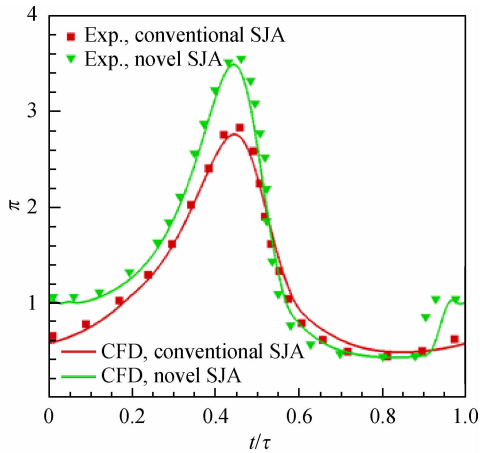


图 3 实验装置和测量图

Fig. 3 Experimental apparatus and measurement



(a) 一个周期激励器腔体相平均压比($f=25$ Hz)



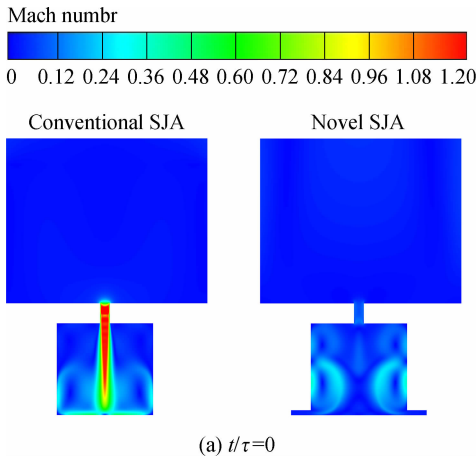
(b) 一个周期激励器腔体相平均压比($f=100$ Hz)

图 4 实验和数值计算激励器腔体瞬态压比
Fig. 4 Phase-averaged cylinder pressures ratio over cycle of experiment and numerical simulation

2 高温环境下辅助进气对激励器性能的影响

2.1 高温环境下辅助进气、常规激励器流场分析

本文对比了高温环境下(环境温度为 800 K),辅助进气对激励器性能的影响。图 5 为常规、辅助进气激励器不同激励时刻流场的瞬态马赫数分布。 $t/\tau=0$,辅助进气激励器处于吸气阶段周期末段,常规激励器吸气量较大,处于吸气阶段。 $t/\tau=0.20$,辅助进气激励器处于吹气开始时刻,常规激励器仍处于吸气时刻; $t/\tau=0.46$,辅助进气激励器射流动量要远强于常规激励器射流动量; $t/\tau=0.62$,常规激励器吹气射流结束进入吸气过程,辅助进气激励器仍处于吹气时刻; $t/\tau=0.98$,大量的环境气体从辅助进气口吸入腔体,辅助进气激励器吸气速度远小于声速,说明激励器的吸气能力得到显著提高,并且辅助进气口吸入



(a) $t/\tau=0$

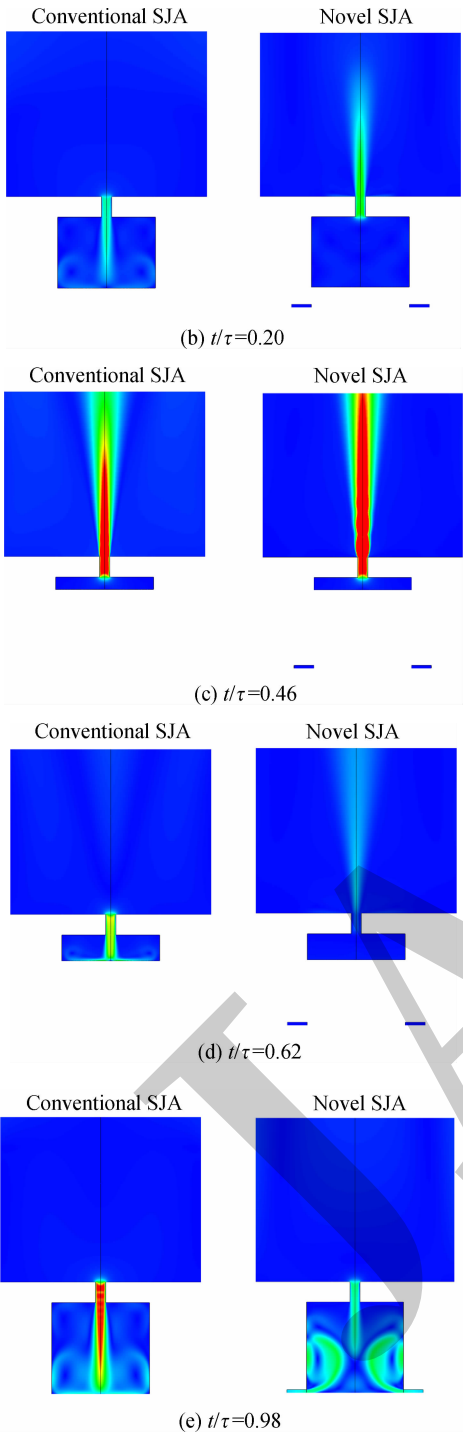


图 5 常规、辅助进气激励器流场的瞬态马赫数分布
($f=200\text{ Hz}$, $d=2\text{ mm}$)

Fig. 5 Instantaneous Mach number contours of
flow field of conventional and novel STAs
($f=200\text{ Hz}$, $d=2\text{ mm}$)

大量的环境常温气体,降低了腔体温度,有利于腔体的冷却。反观常规激励器从射流孔吸气速度较高,吸气不易。

2.2 高温环境下辅助进气、常规激励器性能分析

为了对比辅助进气激励器和常规激励器,定

义辅助进气激励器和常规激励器吸气量、峰值压力、峰值速度、峰值动量的相对变化。

$$\Delta X = \frac{X_{\text{au}} - X_{\text{c}}}{X_{\text{c}}} \tag{5}$$

其中下标 au 代表辅助进气激励器,下标 c 代表常规激励器, X 定义为自变量。

图 6 为不同工作频率和射流孔直径,一个周期内,辅助进气激励器和常规激励器的吸气量($\dot{m}$)。从图中可以看到,对比常规激励器,辅助进气可以显著地提高激励器吸气量。以工作频率为 200 Hz ,射流孔直径为 2 mm 的工况为例,辅助进气口的峰值吸气量达到了 0.0095 kg/s ,远大于常规激励器的峰值吸气量。

图 7 为辅助进气、常规激励器吸气量的相对变化。可以看到,随着激励器工作频率的增大或者射流孔直径的减小,辅助进气激励器吸气量的

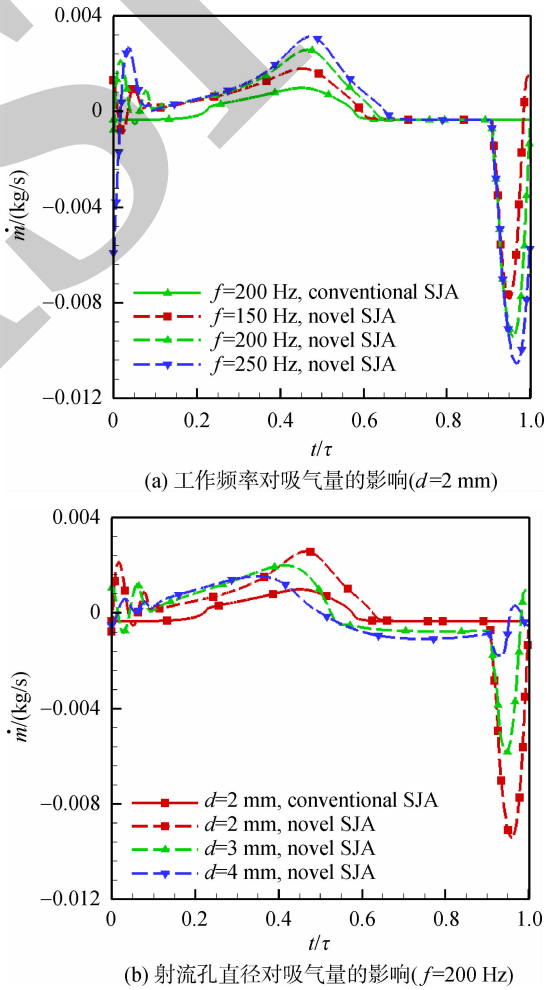


图 6 工作频率和射流孔直径对辅助进气激励器和常规激励器一个周期内吸气量的影响

Fig. 6 Effect of actuation frequency and orifice diameter on inlet mass flow rate over cycle of conventional and novel SJAs

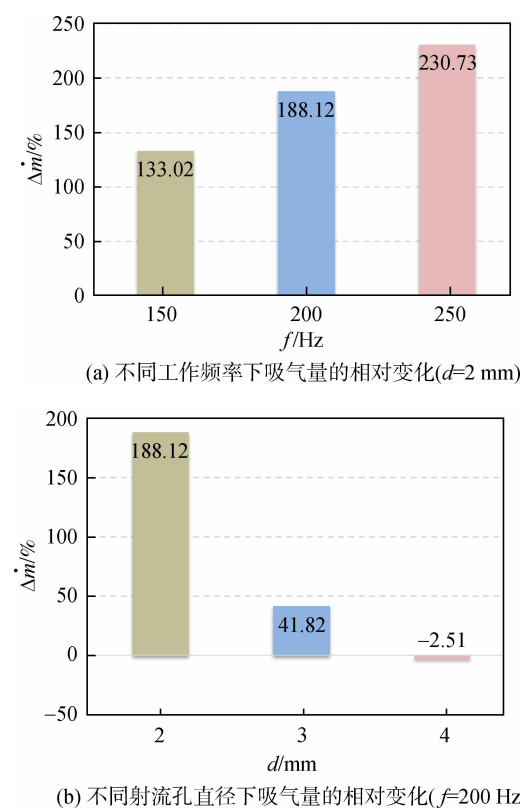


图 7 辅助进气、常规激励器吸气量的相对变化
Fig. 7 Relative changes of inlet mass flow rate between conventional and novel SJAs

增加幅度增大。在激励器工作频率较高、射流孔较小时,吸气更困难,而辅助进气激励器的吸气量提高幅度更大。在工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,辅助进气激励器吸气量较常规激励器增大了 230.73%。

图 8 为不同工作频率和射流孔直径,一个周期辅助进气激励器和常规激励器腔体压比(π)。

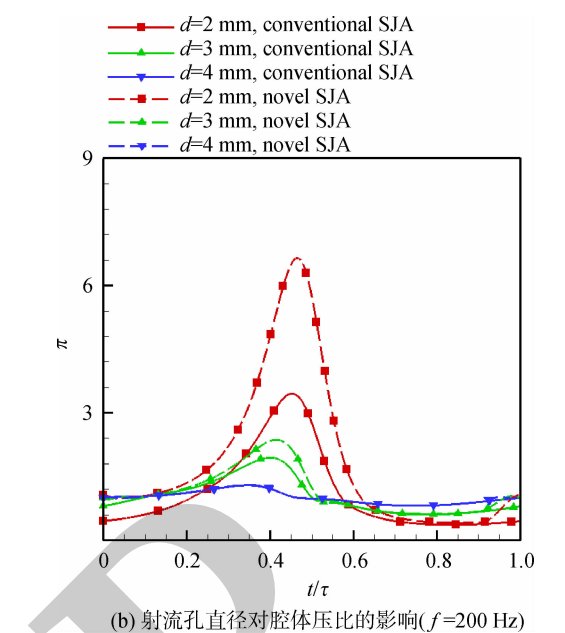
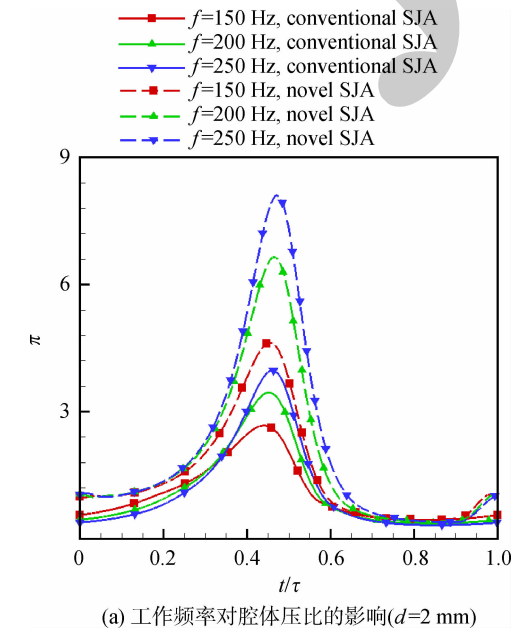


图 8 辅助进气、常规激励器一个周期腔体压比的比较
Fig. 8 Cylinder pressure ratio over cycle between conventional and novel SJAs

相比于常规激励器,辅助进气激励器吹气阶段腔体压比显著升高,吸气压比略有上升,因为辅助进气改善了激励器的吸气能力。

图 9 为辅助进气、常规激励器腔体峰值压比

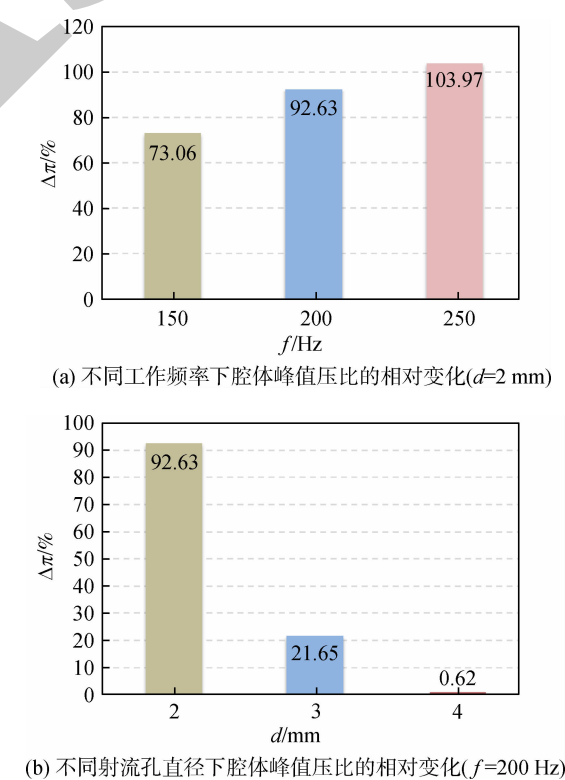


图 9 辅助进气、常规激励器腔体峰值压比的相对变化
Fig. 9 Relative changes of peak cylinder pressure ratio between conventional and novel SJAs

的相对变化。对比常规激励器,辅助进气激励器腔体峰值压比显著增加。随着激励器工作频率的增大或者射流孔直径的减小,峰值压比的增加幅度增大,这是由于辅助进气激励器的相对吸气量随着工作频率的增加或者射流孔直径的减小而增加(图 7)。在工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,腔体峰值压比的增加幅度达到了 103.97%。

图 10 为辅助进气、常规激励器出口截面射流峰值速度的相对变化。对比常规激励器,辅助进气降低了出口截面射流峰值速度。这主要是由于辅助进气口吸入了大量的环境低温气体,使腔内气体温度较常规激励器下降,导致辅助进气激励器出口截面当地声速下降,故处于拥塞状态的射流的峰值速度减小。随着激励器工作频率增大,激励器出口截面峰值速度的降低幅度增加。在工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,峰值速度的降低幅度最大,达到了 27.75%。这是因为激励器工作频率越高,吸气越困难,辅助进气口吸入的低温气体比例越大,腔内气体温度下降越多,

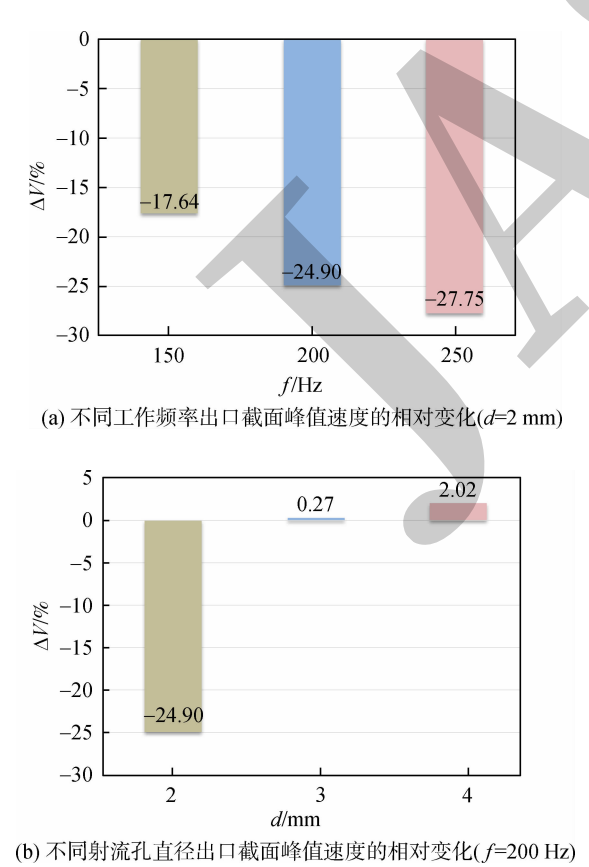


图 10 辅助进气、常规激励器出口截面射流峰值速度的相对变化

Fig. 10 Relative changes of peak jet velocity between conventional and novel SJAs

故激励器出口截面射流峰值速度下降幅度增大。射流孔直径为 3 mm 和 4 mm,工作频率为 200 Hz 时,辅助进气对激励器出口截面峰值速度的影响很小,因为辅助进气引起的吸气量增大幅度较小,同时激励器峰值压力增大幅度减小。

图 11 为辅助进气、常规激励器出口截面射流峰值动量(mv)的相对变化。对比常规激励器,辅助进气激励器射流峰值动量显著增加。随着激励器工作频率的增加或者射流孔直径的减小,辅助进气口进气量的比例越大,激励器吸气量越多,射流峰值吸气量越大,导致射流峰值动量的增加幅度逐渐增大,尽管射流峰值速度有所下降。在工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,相比于常规激励器,辅助进气激励器射流峰值动量增加了 107.37%。

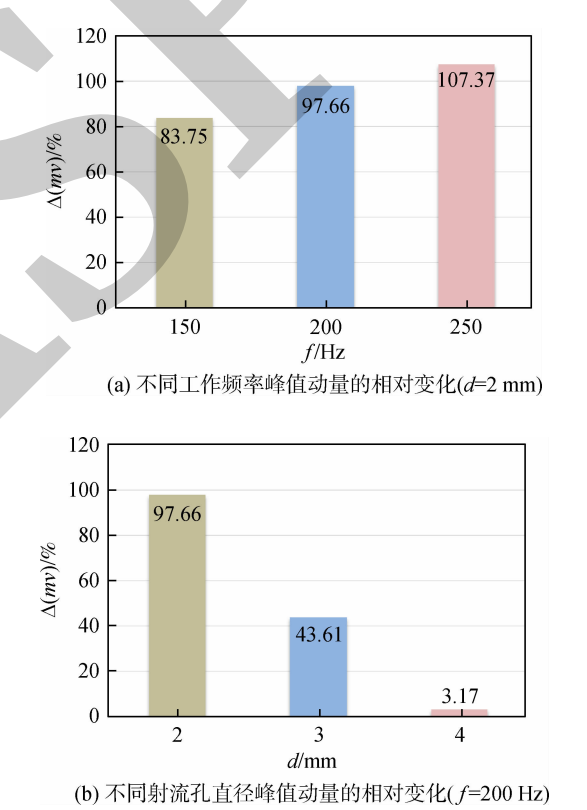


图 11 辅助进气、常规激励器射流峰值动量相对变化
Fig. 11 Relative changes of peak jet momentum between conventional and novel SJAs

3 结 论

本文研究了工作频率和射流孔直径,对高温环境下常规、辅助进气激励器性能的影响。结果表明:

1) 高温环境下,对比常规激励器,辅助进气可以显著提高激励器吸气量、腔体峰值压力和射

流峰值动量,同时,辅助进气降低了出口截面射流峰值速度。

2) 在激励器工作频率较高、射流孔较小时,吸气更困难,而辅助进气激励器的吸气量提高幅度更大。其中,工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,辅助进气激励器吸气量较常规激励器增大了 230.73%。其次,随着激励器工作频率的增大或者射流孔直径的减小,峰值压比的增加幅度增大,这是由于辅助进气激励器的相对吸气量随着工作频率的增加或者射流孔直径的减小而增加。其中,工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,腔体峰值压比的增加幅度达到了 103.97%。最后,随着激励器工作频率的增加或者射流孔直径的减小,辅助进气口进气量的比例越大,激励器吸气量越多,射流峰值吸气量越大,导致射流峰值动量的增加幅度逐渐增大,尽管射流峰值速度有所下降。其中,工作频率为 250 Hz,射流孔直径为 2 mm 时,流峰值动量增加了 107.37%。

参考文献:

[1] 陈萍萍,乔渭阳,侯伟涛,等. 基于流动控制技术的低稠度大负荷涡轮设计[J]. 航空动力学报,2010,25(11):2528-2537.
CHEN Pingping, QIAO Weiyang, HOU Weitao, et al. Study on high-loading turbine airfoil design based on flow control[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2528-2537. (in Chinese)

[2] 张宇超,谭慧俊,程林,等. 低气压条件下多缝式等离子体合成射流激励器特性实验[J]. 航空动力学报,2018,33(3):711-716.
ZHANG Yuchao, TAN Huijun, CHENG Lin, et al. Experiment on characteristics of plasma synthetic jet actuator with multiple slots under low pressure condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 711-716. (in Chinese)

[3] 谢永慧,屈焕成,何海宇. 流动参数对合成射流控制叶栅流动分离的影响[J]. 航空动力学报,2013,28(3):636-645.
XIE Yonghui, QU Huancheng, HE Haiyu. Influence of flow parameters on flow separation control of cascade with synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 636-645. (in Chinese)

[4] 秦勇,宋彦萍,陈浮,等. 局部及全叶高合成射流对高速压气机静叶栅流场结构的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1204-1214.
QIN Yong, SONG Yanping, CHEN Fu, et al. Influence of part-span and full-span synthetic jets on the flow structures within a high-speed compressor stator[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1204-1214. (in Chinese)

[5] 魏佐君,段文华,乔渭阳,等. 涡轮转子叶尖泄漏涡核稳定性及控制[J]. 航空动力学报,2018,33(9):2139-2149.
WEI Zuojun, DUAN Wenhua, QIAO Weiyang, et al. Anal-

ysis and control of tip-leakage vortex core stability of turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2139-2149. (in Chinese)

[6] 王林,罗振兵,夏智勋,等. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究[J]. 空气动力学学报,2012,30(3):353-357.
WANG Lin, LUO Zhenbing, XIA Zhixun, et al. Numerical simulation of separated flow control on an airfoil using dual synthetic jets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 353-357. (in Chinese)

[7] 李玉杰,罗振兵,邓雄,等. 合成双射流控制 NACA0015 翼型大迎角流动分离试验研究[J]. 航空学报,2016,37(3):817-825.
LI Yujie, LUO Zhenbing, DENG Xiong, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 817-825. (in Chinese)

[8] XIA Zhixun, LUO Zhenbing. Physical factors of a primary jet vectoring using synthetic jet actuators[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2007, 28(8): 907-919.

[9] LUO Zhenbing, XIA Zhixun, XIE Yonggao. Jet vectoring control using a novel synthetic jet actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(3): 193-201.

[10] 王俊伟,夏智勋,罗振兵,等. 合成射流对高超声速进气道启动特性影响数值模拟研究[J]. 空气动力学学报,2018,36(4):613-619.
WANG Junwei, XIA Zhixun, LUO Zhenbing, et al. Numerical study on starting characteristics of hypersonic inlet with synthetic jet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(4): 613-619. (in Chinese)

[11] Eriqitai, HONG Liang, LI Ting, et al. Effect of ambient temperature on piston-type synthetic jet actuator[J]. SAGE-Journal of Aerospace Engineering, 2017, 232(6): 1077-1086.

[12] LUO Zhenbing, DENG Xia, XIA Zhixun, et al. Flow field and heat transfer characteristics of impingement based on a vectoring dual synthetic jet actuator[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102(3): 18-25.

[13] 李彬彬. 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)

[14] SMITH B L. Synthetic jets and their interaction with adjacent jets[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 1999.

[15] MALLINSON S G, REIZES J A, GUAN H. The operation and application of synthetic jet actuators[R]. AIAA-2000-2402, 2000.

[16] DUANE C M, STEVEN A L, DOUGLAS G M, et al. Compact high-power boundary layer separation control actuator development[C]// ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting. New Orleans, US: ASME, 2001: 1-8.

- [17] GILARRANZ J L, YUE X, REDINIOTIS O K. PIV measurements and modeling of synthetic jet actuators for flow control[R]. Washington DC: ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, 1998.
- [18] SAMIMY M, KIM J, KASTNER J. Active control of high-speed and high Reynolds number jets using plasma actuators[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, 578(3): 305-330.
- [19] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [20] 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)
- [21] 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)
- [22] 李经警, 张勃, 吉洪湖. 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. 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)
- [23] 聂萌萌, 张靖周, 谭晓茗. 自耦合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)
- [24] PAREKH D E, KIBENS V, GLEZER A, et al. Innovative jet flow control: mixing enhancement experiments[R]. AIAA 96-0308, 1996.
- [25] DAVIS S A, GLEZER A. The manipulation of large- and small-scales in coaxial jets using synthetic jet actuators[R]. AIAA-2000-0403, 2000.
- [26] RITCHIE B D, MUJUMDAR D R, SEITZMAN J M. Mixing in coaxial jets using synthetic jet actuators[R]. AIAA-2000-0404, 2000.
- [27] CHEN Y, LIANG S, AUNG K. Enhanced mixing in a simulated combustor using synthetic jet actuators[R]. AIAA 99-0449, 1999.
- [28] WANG H, MENON S. Fuel-air mixing enhancement by synthetic micro jets[J]. AIAA Journal, 2001, 39(12): 2308-2319.
- [29] 罗振兵, 夏智勋, 胡建新, 等. 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, et al. 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)
- [30] 王猛杰. 激波矢量控制和喷流强化混合的主次流干扰研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015.
WANG Mengjie. A study of primary and secondary flow interaction of shock vector control and jet mixing enhancement[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [31] Eerqitai, HONG Liang, LI Ting. A novel piston-type synthetic jet actuator with auxiliary air inlet[J]. ASCE-Journal of Aerospace Engineering, 2019, 32(1): 04018127. 1-04018127. 10.

(编辑: 陈 越)