

文章编号:1674-8190(2020)05-618-11

# 基于狭缝合成射流的湍流边界层流动控制实验研究

陆连山, 李栋, 郑杰, 拜昱, 曹真

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 湍流边界层主动流动控制减阻是当下一个热门的研究领域。为了探究狭缝合成射流对平板湍流边界层流动控制的减阻效果, 分别在有无合成射流干扰的条件下利用恒温式热线风速仪测量湍流边界层的流向速度, 根据测量结果得到时均速度型、脉动速度型、偏斜因子、平坦因子, 并进行对比分析; 选取不同频率和强度组合的典型合成射流激励条件, 研究激励条件带来的减阻效果沿流向的变化。结果表明: 受控湍流边界层减阻效果、施加的合成射流特性和当地站位到狭缝的距离均有关; 合成射流在靠近狭缝位置引起湍流边界层表面摩擦阻力增加; 远离狭缝, 合成射流产生减阻效果, 随流向距离增加, 减阻效果先增强后减弱; 高频合成射流比低频合成射流减阻效果更强; 脉动速度的功率谱密度和自相关性分析表明合成射流的作用效果沿流向逐渐减弱。

**关键词:** 合成射流; 湍流边界层; 流动控制; 热线风速仪; 狭缝; 摩擦阻力

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.002

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## An Experimental Study on Turbulent Boundary Layer Flow Control by Synthetic Jet through Spanwise Slot

LU Lianshan, LI Dong, ZHENG Jie, BAI Yu, CAO Zhen

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Active flow control for drag reduction in turbulent boundary layer is a hot research field nowadays. In order to explore the effect of the synthetic jet through a spanwise slot on the friction drag reduction of the turbulent boundary layer of a flat plate, the streamwise velocity are measured by a constant temperature hot-wire anemometer with and without synthetic jet. According to the measured experiment data, the mean velocity profiles, fluctuating velocity profiles, skewness and flatness are obtained respectively. Typical combinations of different frequencies and intensities of synthetic jet are selected to study the variation of the forcing effect in the streamwise direction. The experimental results show that the skin friction drag reduction in the turbulent boundary layer is related to the characteristics of the imposed synthetic jet and the distance between the local station and the slot. The synthetic jet leads to an increase of the skin friction drag in the station close to the slot, and as the flow moved downstream away from the slot, a reduction in the skin friction occurred with the tendency of firstly increasing and then decreasing. The reduction of skin friction caused by the synthetic jet of a higher frequency is more than that of a lower frequency. The power spectral density and autocorrelation of the fluctuating velocities indicate that the effect of the synthetic jet on the turbulent boundary layer decays in the streamwise direction.

**Key words:** synthetic jet; turbulent boundary layer; flow control; hot-wire anemometer; slot; friction drag

收稿日期:2020-07-09; 修回日期:2020-09-08

基金项目:中欧航空科技合作项目(MJ-2015-H-F-106)

通信作者:李栋, ldgh@nwpu.edu.cn

引用格式:陆连山, 李栋, 郑杰, 等. 基于狭缝合成射流的湍流边界层流动控制实验研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 618-628.

LU Lianshan, LI Dong, ZHENG Jie, et al. An experimental study on turbulent boundary layer flow control by synthetic jet through spanwise slot[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 618-628. (in Chinese)

## 0 引言

随着全球范围内绿色航空的兴起,研制对大气环境低污染的飞机已成为飞机制造商的一个迫切需求,这就要求改善飞机的气动设计,减小飞行阻力,从而减少燃料的使用。飞机减阻还具有重要的经济价值,在航空民用飞机市场激烈的竞争中,减小阻力是亚声速客机保持经济性优势的重要途径。

民航客机受到的表面摩擦阻力约占总阻力的 50%<sup>[1-2]</sup>,巡航状态下湍流边界层大比例占据机翼与机身表面,且湍流边界层的摩擦阻力比层流大很多,几乎是后者的 10 倍。因此,减小湍流边界层的摩擦阻力一直是整个航空界关注的焦点,这对于提升民用飞机性能,改善环境污染具有重要的意义。

湍流边界层中存在大量的拟序结构,又称相干结构<sup>[3]</sup>,其中在近壁区( $y^+ < 60$ )分布有低速条带和流向涡结构。低速条带在向下游运动的过程中逐渐上举,诱导涡结构的产生;流向涡向下游运动过程中将近壁区低速流体带离壁面,形成低速条带。在低速条带和流向涡交互作用的动力学过程中,还伴随有喷射和下扫过程,形成湍流的猝发现象,并提供了近壁区雷诺切应力的主要来源。湍流边界层减阻主要是从流动控制<sup>[4-5]</sup>的角度来开展研究的,主要技术思路在于干扰条带和流向涡的动力学交互过程,抑制湍流猝发。流动控制方法可分为被动控制和主动控制。被动控制包括小肋减阻<sup>[6]</sup>、涂层减阻<sup>[7]</sup>等;主动控制包括壁面吹吸控制<sup>[8]</sup>、等离子体控制<sup>[9]</sup>、壁面运动<sup>[10]</sup>、大涡破碎<sup>[11-12]</sup>等。

合成射流<sup>[13-14]</sup>广泛应用于主动流动控制领域,它可以激发不同尺度的涡结构,作用于受控流动时只传递动量而不输出质量,是一种高效的流动控制手段。为了研究合成射流用于湍流边界层主动流动控制的减阻问题,国内外已进行了大量的实验和数值研究。M. Cannata 等<sup>[15-16]</sup>研究了展向合成射流对充分发展的槽道湍流的影响,结果表明,在 1~16 Hz 的频率范围内,表面摩擦阻力减小,在 4 Hz 时,摩擦阻力减小幅度为 22.4%;R. Rathnasingham 等<sup>[17]</sup>使用传感器和动作执行器对湍流边界层进行近壁控制,实验结果表明,流向速度脉动减小了 30%,猝发频率降低了 23%,平均壁面剪应力降低了 7%;E. Spinosa 等<sup>[18]</sup>采用五孔合成射流

阵列对水槽中的平板湍流边界层进行流动控制实验,发现当速度比(吹气相位平均射流速度与自由来流速度之比)小于 0.1 时,射流孔下游的表面摩擦力减小,但对所有速度比,相邻射流孔之间的表面摩擦力增大;C. Y. Lee 等<sup>[19]</sup>对采用阵列式合成射流控制湍流边界层进行了直接数值模拟研究,该阵列由 4 条流向的狭缝组成,其在研究中尽管没有观察到减阻现象,但有助于人们理解湍流边界层近壁区内的流动结构变化;J. Yao 等<sup>[20-21]</sup>开展了直接数值模拟工作,研究展向壁面射流对槽道湍流的影响;Ye Z X 等<sup>[22]</sup>研究了含流向槽的合成射流阵列对湍流边界层的影响,发现在合成射流阵列下游一定距离内,可以观察到摩擦阻力的减小;王玉春等<sup>[23]</sup>开展了扬声器激发的周期性吹吸作用于湍流边界层的减阻实验研究;李立等<sup>[24]</sup>利用合成射流控制平板湍流边界层外层结构,获得了 5%~6% 的当地减阻率;王艳平等<sup>[25]</sup>开展了 1 600 Hz 高频射流影响湍流边界层的实验研究,结果表明,高频扰动抬升了拟序结构,减小了壁面摩擦阻力。

上述研究工作一部分是基于圆孔射流开展,为了保证射流对边界层的扰动效应足够强,通常需要组成小孔阵列,考虑到合成射流展向二维均匀性的要求,小孔的加工精度要非常高,为开展研究带来了不便之处;另外一部分基于狭缝射流开展研究,但多缺少详细的射流特性描述。

尽管人们针对湍流边界层主动流动控制减阻开展了持续研究,并取得了丰富成果,但依然有很多机理问题没有认清。整体来看,该领域的技术成熟度(Technology Readiness Level,简称 TRL)尚处在初级阶段,仅达到 TRL 1 级水平。现在,湍流边界层主动流动控制减阻依然是一个热门研究领域。

本文采用单条展向狭缝合成射流的方式干扰湍流边界层中的拟序结构,其优点是单条狭缝就能保证产生足够强度的射流,满足开展实验研究的前提条件;狭缝展向布置(长度沿展向,宽度沿流向),可以获得非常好的合成射流展向二维均匀性。在静止大气中重点测量合成射流的详细速度特性,并确定合成射流的参数空间;改变合成射流的主要控制参数(激励频率和电压幅值),研究合成射流对特定湍流边界层产生的影响,获取具体的减阻规律,

以期在今后合成射流的实际应用提供一定的参考。

## 1 实验设置

### 1.1 风洞

实验在一座小型下吹式边界层风洞中完成,风洞如图 1 所示。风洞实验段横截面为矩形,宽 720 mm,高 200 mm,收缩段出口到核心实验区的长度为 2 000 mm。实验段下壁板是一块整体加工的有机玻璃板,上壁板为硬质钢板,其上留有一个流向长 675 mm、展向宽 220 mm 的矩形测量窗口。风洞安装有一套三维移测系统,可实现热线探针的移动和定位。风洞风速由变频电机调节,最高稳定风速为 20 m/s,风速控制精度 0.1 m/s,风洞背景湍流度低于 5%。



图 1 小型下吹式边界层风洞

Fig. 1 Photograph of the blowdown boundary layer wind tunnel

### 1.2 实验模型

采用风洞下壁板作为平板模型,开展湍流边界层流动控制实验,如图 2 所示。在风洞下壁板距收缩段出口 90 mm 处布置一根直径 4 mm 的绊线,绊线下游 25 mm 处粘贴一张宽度 50 mm 的 120 目砂纸。自由来流速度  $U_\infty = 15.5$  m/s,受控湍流边界层在风洞下壁板上获得充分发展。距砂纸尾缘 1 871 mm 处布有一条展向狭缝的射流模块,狭缝的长度  $l = 80$  mm,宽度  $b = 2.3$  mm。射流模块由两部分组成:上面的盖板和下部的方腔。盖板的长宽均为 100 mm。下部的方腔为一个有机玻璃制成的正方体结构,用螺钉将其固连在盖板的正下方,在接触缝处添加玻璃胶保证其密封。腔体内铺有两层细铁丝网和一层疏松多孔的海绵,以保证狭缝射流的均匀性。

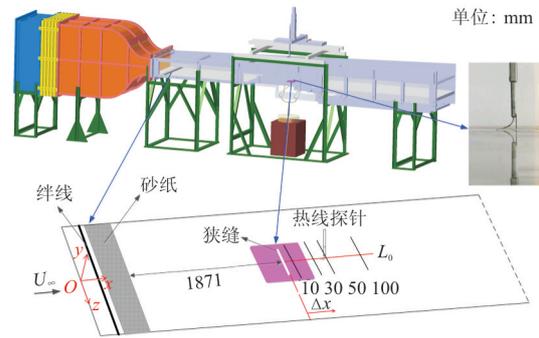


图 2 实验模型设置示意图

Fig. 2 Schematic of experiment model assembled in wind tunnel

实验所采用的坐标系定义为:以来流流动方向为  $x$  轴正方向,下壁板前缘处  $x = 0$ ;以下壁板法向为  $y$  轴正方向,壁面处  $y = 0$ ;  $z$  轴按右手坐标系定义为沿风洞展向,下壁板展向正中心(即狭缝展向正中心)处  $z = 0$ 。  $\Delta x$  表示狭缝下游站位与狭缝尾缘的距离,  $L_0$  表示狭缝展向中间位置向下游的一条直线。实验测量主要沿  $L_0$  线进行。

### 1.3 测量方法

采用 IFA-300 型恒温热线风速仪和 TSI-1218-20 型标准边界层探针分别测量狭缝下游  $L_0$  线上  $\Delta x$  分别为 10、30、50 和 100 mm 四个流向站位的速度型  $(y, u)$ ,每个速度型在法向  $y$  共有 96 个测点。姜楠等<sup>[26]</sup>研究了湍流边界层微小尺度流动结构的精细实验测量,指出测量的采样频率不能低于 10 kHz。本文热线采样频率为 40 kHz,单个测点采样时长为 13.107 2 s,采样点数共 524 288 个。

测量没有合成射流干扰的基本流时,为了避免狭缝对测量结果的影响,将有狭缝的射流板替换为没有狭缝的光滑有机玻璃板。为了验证湍流边界层已经充分发展,还在图 2 中  $L_0$  线上相当于狭缝后缘处,即  $\Delta x = 0$  mm 位置,进行基本流测量。对于实验测得的速度型,本文利用双参数非线性拟合方法求解壁面摩擦速度<sup>[27]</sup>,再将时均速度型  $(y, u)$  无量纲化为  $(y^+, u^+)$ :

$$y^+ = \frac{y\nu}{u_\tau} \quad (1)$$

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (2)$$

式中:  $\nu$  为流体的运动黏性系数;  $u_\tau$  为壁面摩擦

速度。

壁面剪应力及摩擦系数分别为

$$\tau_w = \rho u_\tau^2 \tag{3}$$

$$C_{fr} = 2 \left( \frac{u_\tau}{U_\infty} \right)^2 \tag{4}$$

表面摩擦阻力的减阻率定义为

$$\Delta\tau_w = \frac{\tau_{wSj} - \tau_{w0}}{\tau_{w0}} \times 100\% \tag{5}$$

式中： $\tau_{wSj}$  为合成射流作用下壁面剪应力； $\tau_{w0}$  为基本流壁面剪应力； $\Delta\tau_w$  为正代表增阻， $\Delta\tau_w$  为负代表减阻。

$\Delta x = 0$  mm 位置的基本流边界层参数如表 1 所示， $u_\tau$  为壁面摩擦速度， $\delta^*$  为位移厚度， $\theta$  为动量厚度， $H$  为形状因子， $Re_\tau$  为剪切雷诺数， $Re_\theta$  为动量雷诺数。湍流边界层形状因子的理论值约为 1.3<sup>[28]</sup>，实际中实验测得的形状因子在 1.3~1.5 范围内均为合理值，由  $H = 1.332$  可以判断湍流边界层已经充分发展。

表 1  $\Delta x = 0$  mm 处基本流边界层参数

Table 1 Boundary layer parameters at  $\Delta x = 0$  mm

参数	数值	参数	数值
$u_\tau / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0.605	$H$	1.332
$\delta^* / \text{mm}$	5.86	$Re_\tau$	1 732
$\theta / \text{mm}$	4.40	$Re_\theta$	4 488

### 1.4 合成射流特性

合成射流系统结构示意图如图 3 所示，信号发生器产生一个特定频率和幅值的正弦信号，该信号经功率放大器放大之后，分别输出到扬声器和示波器，扬声器通过管路连接风洞下壁板上的射流模块。扬声器振膜在输入激励信号的作用下发生周期性振动，生成合成射流，通过狭缝释放至外部空间。示波器实时监测输入至扬声器的激励信号。

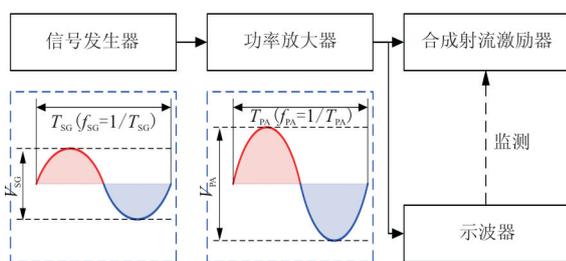


图 3 合成射流系统示意图

Fig. 3 Schematic of synthetic jet actuation system

实验中施加的合成射流方向均与壁面垂直。在静止大气中，使用热线风速仪测量缝口处的合成射流速度，射流速度随时间变化曲线如图 4 所示，较高的峰值对应最大吹气速度，较低的峰值对应最大吸气速度。

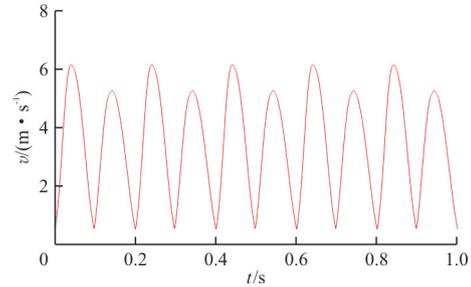


图 4 合成射流速度—时间关系示例图

Fig. 4 Time trace of the synthetic jet velocity

控制合成射流特性的参数为激励信号的频率  $f_a$  和电压  $V_a$ 。表征合成射流特性的参数为合成射流的频率  $f_{Sj}$  和射流速度  $v_{Sj}$ 。由于  $v_{Sj}$  随时间变化，以时间平均的最大吹气速度  $v_{b,max}$  表征射流速度  $v_{Sj}$ 。正弦信号有良好的保真度，故合成射流频率与激励信号频率一致，即  $f_{Sj} = f_a$ ，最大吹气速度  $v_{b,max}$  与激励电压  $V_a$  呈正相关。因此，可以用三个参数构成合成射流特性的参数空间，分别是  $f_{Sj}$ 、 $V_a$ 、 $v_{b,max}$ ，为便于统一，将  $V_a$  改写作  $V_{Sj}$ 。

距离狭缝中心  $y = 1$  mm 高度处的合成射流参数空间如图 5 所示。同一频率下，最大吹气速度随电压增大而增大；同一电压下，最大吹气速度随频率的变化呈现“两端高，中间低”的马鞍形分布特点。 $V_{Sj} = 40$  V 时最大吹气速度随频率  $f_{Sj}$  的变化曲线如图 6 所示，该图进一步说明了这一现象。

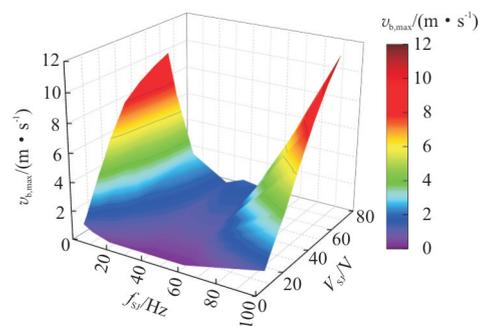


图 5 合成射流参数空间 ( $y = 1$  mm)

Fig. 5 Parameter space of the synthetic jet ( $y = 1$  mm)

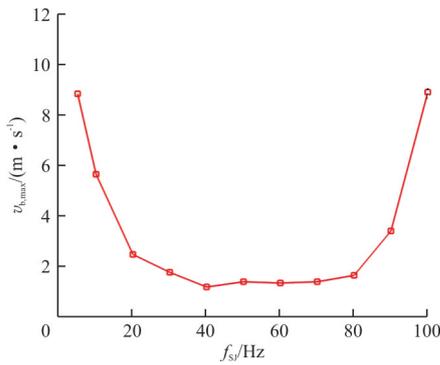
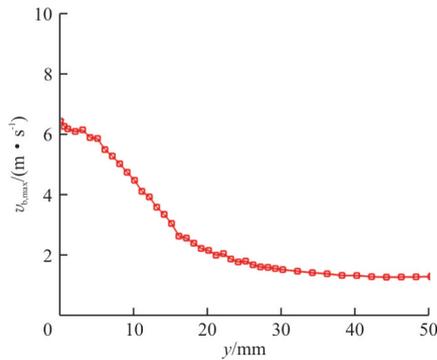


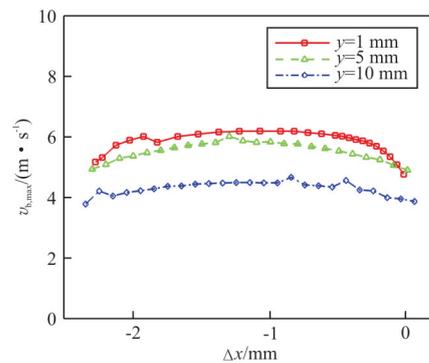
图 6 合成射流最大吹气速度 (\$V\_{SJ}=40\$ V, \$y=1\$ mm)

Fig. 6 Maximum blowing velocity (\$V\_{SJ}=40\$ V, \$y=1\$ mm)

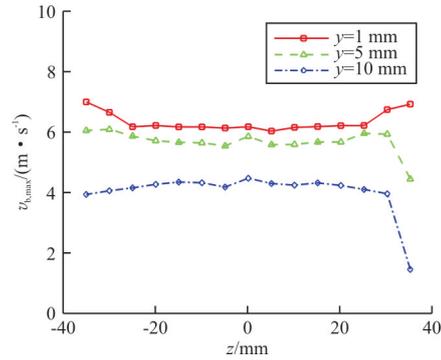
合成射流速度的空间分布如图 7 所示。图 7(a)为  $f_{SJ}=100$  Hz、 $V_{SJ}=28.6$  V 时最大吹气速度随高度的变化曲线,可以看出:随高度增加,最大吹气速度减小,表明合成射流的强度发生衰减;图 7(b)和图 7(c)分别为合成射流最大吹气速度沿流向和展向的分布,可以看出:合成射流的空间均匀性良好。



(a) 最大吹气速度沿高度变化



(b) 最大吹气速度沿流向变化



(c) 最大吹气速度沿展向变化

图 7 合成射流最大吹气速度空间分布

Fig. 7 Distribution of maximum blowing velocity

## 2 实验结果和分析

合成射流的强度以相对幅值表征,定义为

$$A = \frac{v_{b,max}}{U_\infty} \quad (6)$$

式中:  $U_\infty=15.5$  m/s, 为实验的自由来流速度。

合成射流无量纲化的频率  $f^+$  定义为

$$f^+ = \frac{f_{SJ} \nu}{\mu_\tau} \quad (7)$$

式中:  $\mu_\tau$  为表 1 中  $\Delta x=0$  mm 位置的基本流壁面摩擦速度。

$L_0$  线上  $\Delta x$  分别为 10、30、50 和 100 mm 四个流向位置以  $\Delta x=0$  mm 处的基本流边界层位移厚度  $\delta_0^*=5.86$  mm 进行无量纲化, 结果为  $\Delta x/\delta_0^*=1.71$ ,  $\Delta x/\delta_0^*=5.12$ ,  $\Delta x/\delta_0^*=8.53$ ,  $\Delta x/\delta_0^*=17.06$ 。

### 2.1 合成射流强度的影响

在合成射流频率  $f_{SJ}=5$  Hz ( $f^+=0.00021$ ) 下, 依次选取  $v_{b,max}$  为 2.0、3.1、6.2、9.3 m/s ( $A$  为 0.129、0.2、0.4、0.6) 作用于湍流边界层。狭缝下游  $\Delta x/\delta_0^*=1.71$  站位处的边界层时均速度型、脉动速度型、偏斜因子曲线和平坦因子曲线如图 8 所示。为了便于比较, 受控速度型以同站位基本流的壁面摩擦速度进行无量纲化。

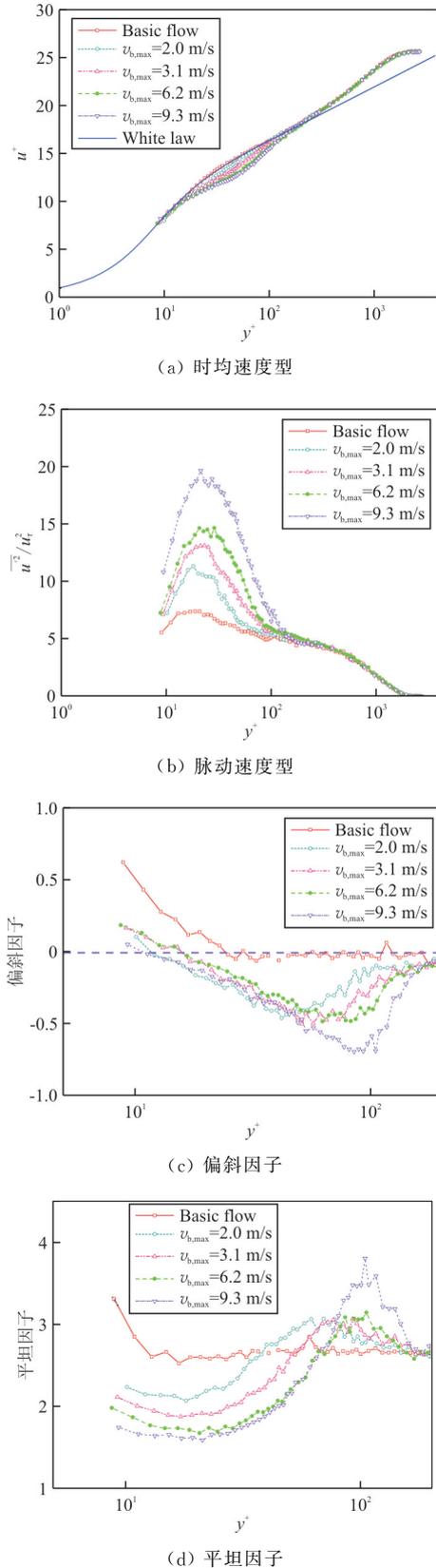


图 8 不同合成射流强度控制结果对比  
Fig. 8 Results comparison at different synthetic jet intensities

从图 8(a)可以看出:受控时均速度型与基本流时均速度型在尾迹区重合,说明合成射流带来的扰动作用范围始终处于边界层内部;施加合成射流扰动后,时均速度在  $10 < y^+ < 200$  区域出现亏损,且合成射流强度越大,亏损幅度越大。

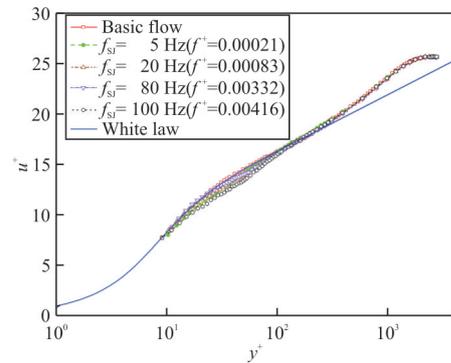
从图 8(b)可以看出:中脉动速度在  $10 < y^+ < 200$  区域增大,且合成射流强度越大,脉动速度增大幅度越大;近壁区脉动速度的大小与当地存在的大量拟序结构有关,拟序结构数量越多,脉动速度越大。拟序结构是近壁湍流猝发和摩擦阻力的主要来源,拟序结构数量的增多会导致壁面摩擦阻力的增大,说明合成射流在  $\Delta x / \delta_0^* = 1.71$  站位带来了一定的增阻效果,且合成射流强度越大,增阻的效果越明显。

从图 8(c)可以看出:施加合成射流扰动以后,偏斜因子曲线与零水平线的第一个交点对应的  $y^+$  值变小,说明流向涡的位置更靠近壁面,流向涡与壁面的相互作用增强,从而导致壁面摩擦阻力增大。

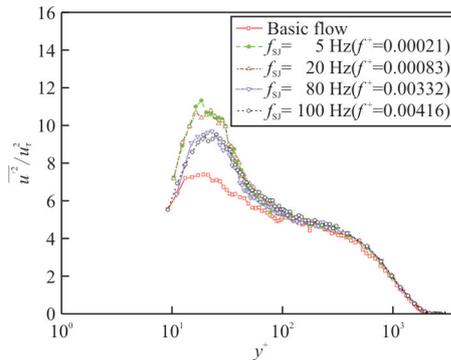
从图 8(d)可以看出:施加合成射流扰动以后,平坦因子在  $10 < y^+ < 200$  区域减小。对于湍流平坦因子的多尺度结构统计数据指出,平坦因子越大,小尺度结构所占比例越大,平坦因子越小,大尺度结构所占比例越大。说明施加合成射流扰动以后,大尺度结构所占比例增大,壁面摩擦阻力增大。

### 2.2 合成射流频率的影响

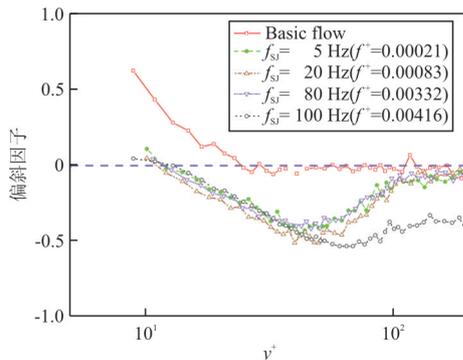
在合成射流强度  $A = 0.129 (v_{b,max} = 2 \text{ m/s})$  下,依次选取激励频率  $f_{sj}$  为 5、20、80、100 Hz ( $f^+ = 0.00021, 0.00083, 0.00332, 0.00416$ ) 作用于湍流边界层。 $\Delta x / \delta_0^* = 1.71$  站位处的边界层时均速度型、脉动速度型、偏斜因子曲线和平坦因子曲线如图 9 所示,可以看出:施加合成射流扰动以后,时均速度在  $10 < y^+ < 200$  区域出现亏损,脉动速度在  $10 < y^+ < 200$  区域增大,偏斜因子曲线与零水平线的第一个交点对应的  $y^+$  值变小,平坦因子在  $10 < y^+ < 200$  区域减小,这些变化趋势和图 8 一致,表明合成射流在  $\Delta x / \delta_0^* = 1.71$  站位产生增阻效果,且随合成射流频率的增大,增阻效果减弱。可以推断,在应用合成射流开展湍流边界层流动控制实验时,相比合成射流的强度,合成射流的频率是一个更敏感、与减阻效果更相关的参数。



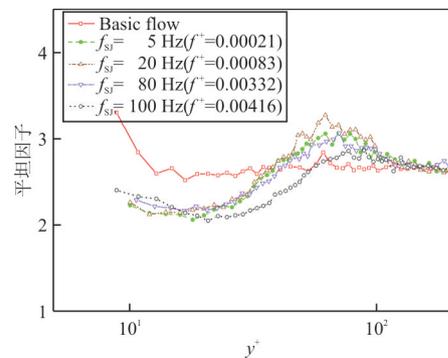
(a) 时均速度型



(b) 脉动速度型



(c) 偏斜因子



(d) 平坦因子

图 9 不同合成射流频率控制结果对比  
Fig. 9 Results comparison at different synthetic jet frequencies

$\Delta x/\delta_0^* = 1.71$  站位施加合成射流前后的壁面摩擦速度、壁面剪应力以及表面摩擦系数如表 2 所示。为了表示方便,将合成射流状态简记为  $(f_{SJ}, v_{b,max})$ ,例如,  $f_{SJ} = 5 \text{ Hz}$ 、 $v_{b,max} = 6.2 \text{ m/s}$  简记为  $(5, 6.2)$ 。

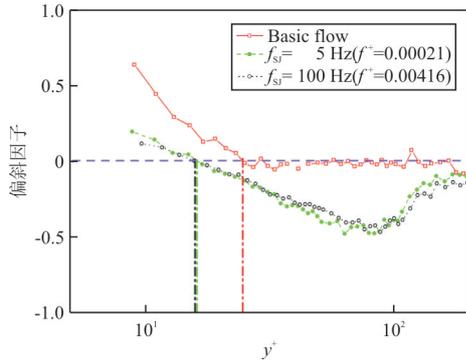
表 2  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$  站位合成射流控制效果Table 2 Synthetic jet control effect at  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$ 

控制状态	$u_\tau / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\tau_w / (\text{N} \cdot \text{m}^{-2})$	$C_f / 10^{-3}$	$\Delta \tau_w / \%$
基本流	0.604 0	0.425 8	3.037	0
(5, 2)	0.609 3	0.433 3	3.091	1.76
(5, 3.1)	0.612 2	0.437 5	3.120	2.73
(5, 6.2)	0.617 5	0.445 1	3.174	4.52
(5, 9.3)	0.623 6	0.453 9	3.237	6.60
(20, 2)	0.608 3	0.431 9	3.080	1.43
(80, 2)	0.607 6	0.430 9	3.073	1.20
(100, 2)	0.606 5	0.429 4	3.062	0.83

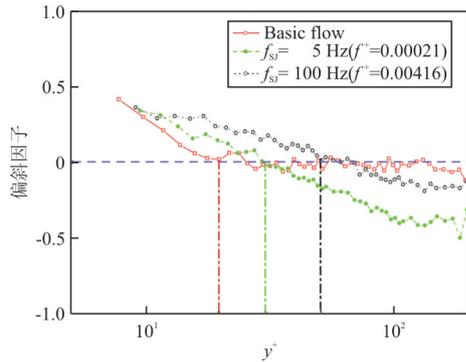
从表 2 可以看出:合成射流在  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$  站位产生了增阻效果。

### 2.3 合成射流沿流向的减阻规律

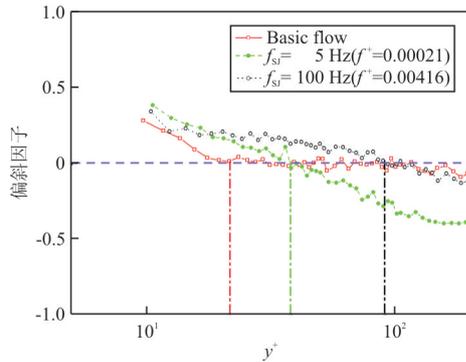
选取射流速度  $v_{b,max} = 6.2 \text{ m/s}$  ( $A = 0.4$ ), 激励频率  $f_{SJ}$  分别为 5、100 Hz ( $f^+$  分别为 0.000 21、0.004 16), 研究合成射流在狭缝下游的减阻规律。施加合成射流前后狭缝下游四个流向站位  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$ 、 $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$ 、 $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$  以及  $\Delta x/\delta_0^* = 17.06$  处偏斜因子曲线变化情况如图 10 所示,可以看出:在合成射流作用下,偏斜因子曲线与零水平线的第一个交点位置  $y^+$  沿流向逐渐变大,在  $\Delta x/\delta_0^* = 17.06$  站位处又由大变;  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$  站位没有合成射流作用的基本流偏斜因子曲线与零水平线第一个交点位置对应  $y^+$  更大,说明在该站位产生增阻效果;相应的,  $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$  与  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$  站位则产生减阻效果,且  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$  站位减阻更大,  $\Delta x/\delta_0^* = 17.06$  站位依然表现出减阻效果,但减阻程度比  $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$  站位弱;合成射流频率  $f_{SJ} = 100 \text{ Hz}$  ( $f^+ = 0.004 16$ ) 比  $f_{SJ} = 5 \text{ Hz}$  ( $f^+ = 0.000 21$ ) 表现出更强的减阻效果。



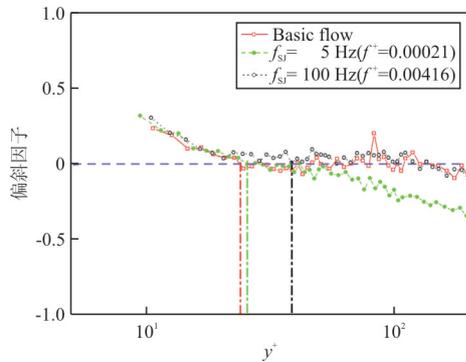
(a)  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$



(b)  $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$



(c)  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$



(d)  $\Delta x/\delta_0^* = 17.06$

图 10 不同流向站位的偏斜因子

Fig. 10 Skewnesses at different streamwise stations

不同流向站位处合成射流的控制效果如表 3 所示,可以看出:在  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$  站位处,100 Hz 的合成射流产生了最大 6.35% 的减阻效果。

表 3 不同流向站位处合成射流控制效果  
Table 3 Synthetic jet control effect at different streamwise stations

站位( $\Delta x/\delta_0^*$ )	状态	$u_\tau /$ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	$\tau_w /$ ( $\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$ )	$C_f / 10^{-3}$	$\Delta \tau_w / \%$
	基本流	0.604 0	0.425 8	3.037	0
1.71	(5,6.2)	0.617 5	0.445 1	3.174	4.52
	(100,6.2)	0.611 4	0.436 3	3.112	2.47
	基本流	0.599 3	0.419 2	2.990	0
5.12	(5,6.2)	0.586 7	0.401 8	2.866	-4.09
	(100,6.2)	0.584 7	0.399 1	2.846	-4.73
	基本流	0.595 1	0.413 4	2.948	0
8.53	(5,6.2)	0.579 6	0.392 1	2.797	-4.99
	(100,6.2)	0.575 3	0.386 3	2.755	-6.35
	基本流	0.594 6	0.412 7	2.943	0
17.06	(5,6.2)	0.581 2	0.394 3	2.812	-4.32
	(100,6.2)	0.580 4	0.393 2	2.804	-4.57

Variable Interval Time Average(VITA)技术是检测湍流猝发的经典方法,通过检测近壁区的猝发事件,统计出猝发次数,再对猝发的时刻做条件平均,即可获得猝发事件的强度。猝发事件的强弱直接对应拟序结构的多少,也关联着壁面摩擦阻力的大小。湍流猝发增强,则拟序结构增多,壁面摩擦阻力增大;反之,湍流猝发减弱,则拟序结构减少,壁面摩擦阻力减小。在  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$  站位处利用 VITA 方法得到的近壁区  $y^+ = 15$  附近速度条件平均结果如图 11 所示。

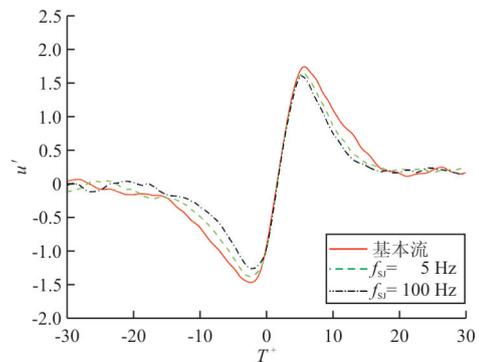


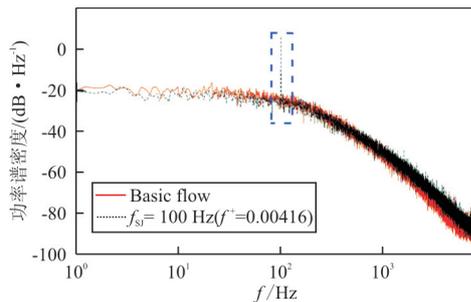
图 11 VITA 法检测的速度条件平均结果( $y^+ = 15$ )

Fig. 11 Conditional average of the fluctuating velocity ( $y^+ = 15$ )

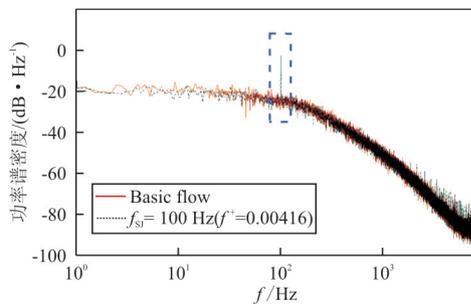
从图 11 可以看出:施加合成射流控制以后,湍流边界层的猝发强度减弱, $f_{SJ} = 100$  Hz 工况猝发强度减弱程度高于  $f_{SJ} = 5$  Hz 工况,说明  $f_{SJ} = 100$  Hz 工况有更高的减阻率。

## 2.4 合成射流在流向的强度变化

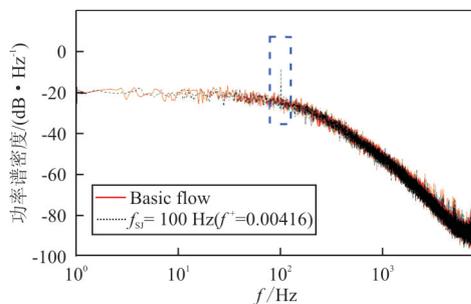
$f_{SJ} = 100$  Hz ( $f^+ = 0.00416$ ) 合成射流作用下狭缝下游不同流向站位处脉动速度的功率谱密度 (Power Spectral Density, 简称 PSD) 曲线如图 12 所示,采样点都在  $y^+$  附近,对应脉动速度的峰值位置。可以看出:在不同流向站位处,合成射流作用下的功率谱密度曲线都出现了一个尖峰,如图中矩形虚线框所标记,尖峰处对应的频率为 100 Hz,恰好是合成射流的激励频率;随着流向站位的增加,尖峰逐渐减弱,尖峰的变化表明湍流边界层中引入了 100 Hz 的扰动,扰动强度随着远离狭缝而逐渐衰减,说明合成射流的影响随着流向距离的增加而逐渐减弱。



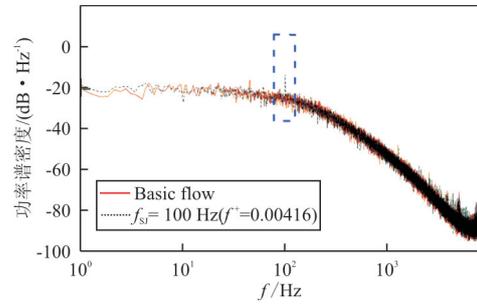
(a)  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$



(b)  $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$



(c)  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$

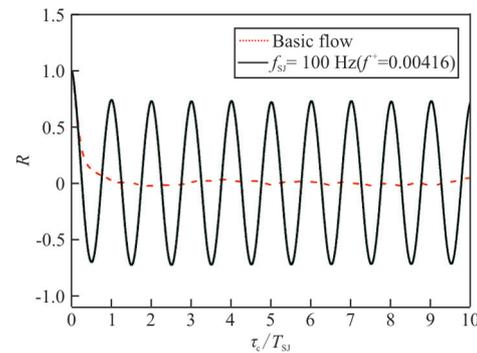


(d)  $\Delta x/\delta_0^* = 17.06$

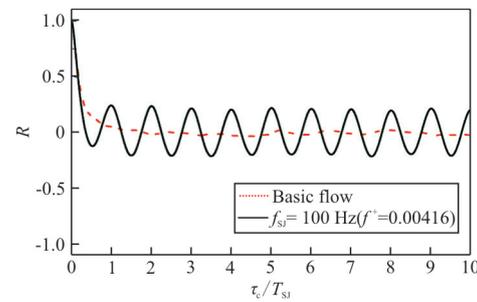
图 12 不同流向站位的功率谱密度曲线 ( $y^+ = 15$ )

Fig. 12 Power spectral density of the fluctuating velocities ( $y^+ = 15$ )

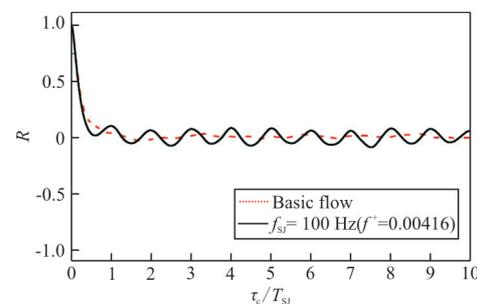
狭缝下游不同流向站位处脉动速度的自相关系数  $R$  如图 13 所示,其中  $\tau_c$  为延迟时间,  $T_{SJ}$  为合成射流的周期,采样点与图 12 相同。



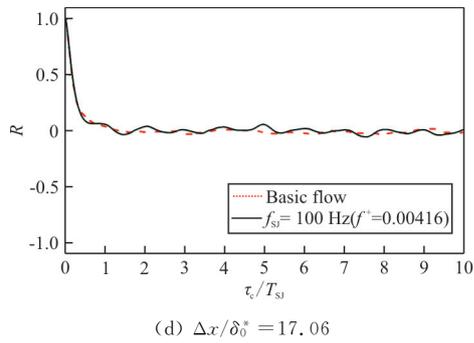
(a)  $\Delta x/\delta_0^* = 1.71$



(b)  $\Delta x/\delta_0^* = 5.12$



(c)  $\Delta x/\delta_0^* = 8.53$

图 13 不同流向站位的自相关系数( $y^+ = 15$ )Fig. 13 Autocorrelation coefficients of the fluctuating velocities ( $y^+ = 15$ )

从图 13 可以看出:在距离狭缝较近的  $\Delta x / \delta_0^* = 1.71$  站位处,施加合成射流扰动的自相关系数出现强烈的周期性波动;而在距离狭缝较远的站位处,自相关系数的周期性波动幅度减小;随着流向站位的增加,自相关系数逐渐趋于平缓,表明合成射流的影响随着流向距离的增加而逐渐衰减。

### 3 结 论

(1) 在靠近狭缝区域,合成射流对湍流边界层产生增阻的效果。

(2) 远离狭缝,合成射流对湍流边界层产生减阻效果。随着当地站位与狭缝距离的增大,减阻效果先增大、后减弱。激励频率较大的合成射流 ( $f_{Sj} = 100 \text{ Hz}$ ,  $f^+ = 0.00416$ ) 比激励频率较小的合成射流 ( $f_{Sj} = 5 \text{ Hz}$ ,  $f^+ = 0.00021$ ) 表现出更强的减阻效果。

(3) 合成射流引起壁面摩擦阻力的增加,主要原因是合成射流使近壁区拟序结构数量增加,以及流向涡结构更靠近壁面,拟序结构与壁面的相互作用增强。合成射流带来减阻的效果,主要原因是合成射流使拟序结构抬升,使其远离壁面,与壁面的相互作用减弱。

### 参 考 文 献

- [1] SCHRAUF G. Status and perspectives of laminar flow[J]. Aeronautical Journal, 2005, 109(1102): 639-644.
- [2] THIBERT J J, RENAUX J, SCHMITT V. Onera activities on drag reduction[C]// Proceedings of the 17th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Bonn: ICAS, 1990: 1053-1059.
- [3] ROBINSON S K. Coherent motions in the turbulent boundary layer[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1991, 23: 601-639.
- [4] CORKE T C, THOMAS F O. Active and passive turbulent boundary-layer drag reduction[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3835-3847.
- [5] ABBAS A, BUGEDA G, FERRER E, et al. Drag reduction via turbulent boundary layer flow control[J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60(9): 1281-1290.
- [6] HIDEMI T, MITSURU K, SEIGO K, et al. Evaluation of skin friction drag reduction in turbulent boundary layer using riblets[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, Florida, USA: AIAA, 2018: 839-845.
- [7] ZRFIRYADIS F, MEYER K E, ERGIN G. Measurement of turbulent skin friction drag coefficients produced by distributed surface roughness of pristine marine coatings[C]// Tenth International Symposium on Turbulence & Shear Flow Phenomena. Chicago-IL, USA: AIAA, 2017: 1179-1183.
- [8] KORNILOV V I. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 76: 1-23.
- [9] SONTAG J M, GORDEYEV S, DUONG A, et al. Studies of pulsed-DC plasma actuator and its effect on turbulent boundary layers using novel optical diagnostics[C]// AIAA Scitech Forum. [S.l.]: AIAA, 2019: 468-476.
- [10] MICHAEL A L. Friction-drag reduction by transverse wall motion-a review[J]. Journal of Mechanics, 2020, 47(6): 1-15.
- [11] KIM J-S, HWANG J, YOON M, et al. Influence of a large-eddy breakup device on the frictional drag in a turbulent boundary layer [J]. Physics of Fluids, 2017, 29: 065103.
- [12] CHIN C, ÖRLÜ R, MONTY J, et al. Simulation of a large-eddy-break-up device (LEBU) in a moderate Reynolds number turbulent boundary layer [J]. Flow Turbulence Combust, 2016, 98(2): 445-460.
- [13] GLEZER A, AMITAY M. Synthetic jets[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2002, 34(1): 503-529.
- [14] MURUGAN T, DEYASHI M, DEY S, et al. Recent developments on synthetic jets[J]. Defence Science Journal, 2016, 66(5): 489-498.
- [15] CANNATA M, IUSO G. Reduction of skin friction drag in a turbulent boundary layer using circular synthetic jets [C]// Fourth AIAA Flow Control Conference. California: AIAA, 2008: 47-65.
- [16] CANNATA M, CAFIERO G, IUSO G. Large-scale forcing of a turbulent channel flow through spanwise synthetic jets[J]. AIAA Journal, 2020, 58(5): 2042-2052.
- [17] RATHNASINGHAM R, BREUER K S. Active control of turbulent boundary layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 495: 209-233.

- [18] SPINOSA E, ZHONG S. Reduction of skin friction drag in a turbulent boundary layer using circular synthetic jets [C]// 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. [S. l.]: AIAA, 2017: 616-628.
- [19] LEE C Y, GOLDSTEIN D B. DNS of micro jets for turbulent boundary layer control [C]// 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Bangkok: AIAA, 2001: 332-339.
- [20] YAO J, CHEN X, THOMAS F, et al. Large-scale control strategy for drag reduction in turbulent channel flows [J]. *Physics Review Fluids*, 2017, 2(6): 062601.
- [21] YAO J, CHEN X, HUSSAIN F. Drag control in wall-bounded turbulent flows via spanwise opposed wall-jet forcing [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 852: 678-709.
- [22] YE Z X, JIANG Y Y, ZHANG Y, et al. Effects of synthetic jet array on turbulent boundary layer [J]. *International Journal of Heat and Technology*, 2019, 37(3): 893-898.
- [23] 王玉春, 姜楠, 夏振炎, 等. 吹吸扰动对壁湍流边界层摩擦阻力的影响 [J]. *航空动力学报*, 2009, 24(10): 2163-2168. WANG Yuchun, JIANG Nan, XIA Zhenyan, et al. Effect of blowing and suction on friction drag of wall turbulent boundary layer [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(10): 2163-2168. (in Chinese)
- [24] 李立, 刘峰博, 梁益华. 基于气动外形优化和主动流动控制的减阻技术 [J]. *航空科学技术*, 2019, 30(9): 1-8. LI Li, LIU Fengbo, LIANG Yihua. Towards drag reduction via numerical aerodynamic shape optimization and active flow control [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(9): 1-8. (in Chinese)
- [25] 王艳平, 郭昊, 刘沛清, 等. 高频吹气扰动影响近壁区拟序结构统计特性的实验研究 [J]. *力学学报*, 2015, 47(4): 571-579. WANG Yanping, GUO Hao, LIU Peiqing, et al. Effects of high frequency blowing perturbation on a turbulent boundary layer [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(4): 571-579. (in Chinese)
- [26] 姜楠, 王瑞新. 湍流边界层微小尺度流动结构的精细实验测量 [J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2006, 27(5): 644-649. JIANG Nan, WANG Ruixin. Finely experimental measurement of micro-scale flow structures in turbulent boundary layer [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2006, 27(5): 644-649. (in Chinese)
- [27] 陆连山, 李栋. 利用双参数非线性拟合求解湍流边界层壁面摩擦速度 [J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(2): 253-260. LU Lianshan, LI Dong. Determination of wall friction velocity of the turbulent boundary layer by two-parameter nonlinear curve fitting [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(2): 253-260. (in Chinese)
- [28] POPE S B. *Turbulent flows* [M]. US: Cambridge University Press, 2000.

#### 作者简介:

陆连山(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器设计空气动力学,流动控制。

李栋(1970—),男,博士,教授、博导。主要研究方向:飞行器设计空气动力学,计算流体力学,实验流体力学,流动控制。

郑杰(1995—),男,硕士。主要研究方向:流动控制。

拜显(1995—),男,博士研究生。主要研究方向:流动控制,飞行器设计空气动力学。

曹真(1996—),女,博士研究生。主要研究方向:边界层感受性与稳定性。

(编辑:马文静)