

文章编号:1000-6893(2008)06-1429-07

脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验

李应红, 梁华, 马清源, 吴云, 宋慧敏, 武卫

(空军工程大学 飞机推进系统军队重点实验室, 陕西 西安 710038)

Experimental Investigation on Airfoil Suction Side Flow Separation by Pulse Plasma Aerodynamic Actuation

Li Yinghong, Liang Hua, Ma Qingyuan, Wu Yun, Song Huimin, Wu Wei

(PLA Key Laboratory of Aircraft Propulsion Systems, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

摘要: 为了提高等离子体气动激励控制附面层的能力,进行了脉冲等离子体气动激励抑制 NACA 0015 翼型失速分离的实验,研究了等离子体气动激励电压、位置、占空比和脉冲频率等对流动分离抑制效果的影响。在来流速度为 72 m/s 时,等离子体气动激励可以有效地抑制翼型吸力面的流动分离,翼型的升力增大约 35%,翼型的临界失速迎角由 18°增大到 21°。实验结果表明:分离越严重,来流速度越大,有效抑制翼型失速分离的阈值电压越大;等离子体气动激励的最佳位置在流动分离起始点的前缘;调节占空比,可以在控制效果相当的情况下,降低等离子体气动激励所消耗的功率;当脉冲频率使斯特劳哈尔数等于 1 时,控制效果最佳。

关键词: 航空航天推进系统; 等离子体气动激励; 翼型; 流动分离; 流动控制

中图分类号: V23 **文献标识码:** A

Abstract: Experimental investigation of NACA 0015 airfoil stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation is performed for the sake of improving the flow control capability of plasma aerodynamic actuation. Research on how plasma actuation voltage, actuation position, duty cycle and pulse frequency affect the flow separation suppression effect is done. It is found that when the inflow velocity is 72 m/s, plasma aerodynamic actuation can effectively suppress flow separation on the suction side of the airfoil, which causes a lift augment of 35%. The stall angle of the airfoil increases from 18° to 21°. Experimental results indicate that the threshold voltage becomes higher as the inflow velocity becomes higher and the flow separation becomes more serious. The best position of plasma aerodynamic actuation is right at the leading edge of the flow separation origin line. Power consumption can be reduced by adjusting the duty cycle for equivalent control effects. The best control effect is obtained when the Strouhal number becomes one achieved by adjusting pulse frequency.

Key words: aerospace propulsion system; plasma aerodynamic actuation; airfoil; flow separation; flow control

国内外有关专家认为,主动流动控制技术是 21 世纪最有发展潜力的航空前沿技术之一^[1]。

目前已有多种流动控制手段用于进行翼型吸力面流动分离的抑制,如合成射流^[2]、振荡射流^[3]和前缘缝翼^[4]等。这些流动控制手段各有不足,如结构比较复杂,而且会引起振动和噪声等。等离子体流动控制是基于“等离子体气动激励”的新概念主动流动控制技术,其最重要的技术优势是没有运动部件、响应迅速及作用频带宽,通过实时自适应控制改变空气动力特性,有可能使飞机性

能实现重大提升^[5]。

美国、俄罗斯等国的科研机构对等离子体流动控制技术及其在抑制翼型失速分离等方面的应用开展了大量研究工作,取得了很多成果^[6-10]。中国空军工程大学等单位也开展了等离子体流动控制的大量实验和仿真研究^[11-15],提出了等离子体流动控制 3 种物理作用依据(“动力效应”、“冲击效应”和“物性改变”)的创新观点,并初步实验验证。

从目前公开的文献来看,等离子体气动激励有效抑制翼型流动分离的速度范围,美国报道最大为 60 m/s^[9],而俄罗斯报道已达到马赫数 0.8^[10];中国空军工程大学^[14]、北京航空航天大学^[15]也进行了初步的实验研究,但来流速度均小

收稿日期:2008-04-01;修订日期:2008-06-22

基金项目:国家“863 计划”(2005AA753031);教育部优秀人才支持计划;空军工程学院优秀博士学位论文创新基金(BC07001)

通讯作者:梁华 E-mail: lianghua82702@tom.com

于 10 m/s。本文的工作,一是采用脉冲等离子体气动激励将等离子体气动激励有效控制翼型吸力面流动分离的来流速度范围提高到 80 m/s 左右(基本对应飞机的起飞着陆速度);二是比较系统地定量研究来流速度 v 、激励电压 U 、激励位置、占空比 d 和脉冲频率 f 等对流动控制效果的影响;三是对如何提高等离子体气动激励控制附面层流动分离的能力进行了初步分析。

1 实验原理和系统

1.1 等离子体流动控制的基本原理

典型的介质阻挡放电等离子体气动激励器的布局形式如图 1 所示。等离子体气动激励器电极表面附近的空气在强电场作用下被电离,等离子体中的离子在空间不均匀电场的作用下,向电场梯度方向定向运动,离子在定向运动的过程中与环境空气分子碰撞,发生动量交换,诱导激励器表面的空气发生定向运动。

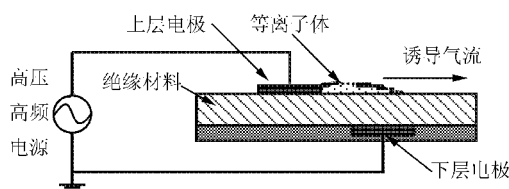


图 1 典型的等离子体气动激励器布局
Fig. 1 Typical plasma actuator layout

等离子体气动激励控制附面层有两种方式:一是诱导附面层加速,改变附面层的速度剖面,这是大多数文献中的认识;二是通过脉冲作用方式诱导旋涡的产生,促进附面层的低能流和主流高能流之间的掺混,从而改变附面层的结构形态,这种方式尚未形成共识或未引起广泛关注。本文认为,这两种方式可能同时存在,而且随来流速度的提高,第 2 种方式作用更大。通过这两方面的作用,可以有效地抑制流动分离,增大翼型的失速迎角。

1.2 实验系统

实验系统包括实验翼型、脉冲等离子体电源、电参数测试系统、压力测量系统和风洞等。

实验翼型:选用 NACA 0015 翼型,其在低雷诺数下有较好的前缘分离特性,即当来流速度、迎角变化时,分离点位置基本在翼型前缘附近。翼型弦长 c 为 0.12 m,展长 0.16 m,材料为有机玻璃,在翼型上下表面各布置 6 个对称的静压测量

孔,测压孔的水平位置分别位于 8%,15%,35%,40%,60%,80%弦长处。激励器采用聚四氟乙烯作为绝缘介质,铜箔为电极,绝缘材料的厚度为 1 mm,铜箔电极的厚度为 0.018 mm,宽 4 mm,长 120 mm,上下电极间距为 3 mm。在翼型吸力面敷设了 3 组激励器,分别位于 2%,20%,45%弦长处。

低速直流风洞试验段尺寸为 0.2 m×0.2 m×0.6 m,风速范围为 5~90 m/s。

脉冲等离子体电源的输出电压 0~30 kV 连续可调,频率 6~40 kHz 连续可调,脉冲频率 10~1 000 Hz 连续可调,占空比 1%~100% 连续可调,输出波形为正弦波,功率为 1 000 W。

电参数测试系统包括 P6015A 高压探针、P6022 电流探针和 TDS3012B 示波器,用于测量等离子体气动激励器放电电压、电流和频率等参数。

压力测试系统为 DSY-JB 电子式压力扫描阀,测量量程±7 kPa,测量精度优于 0.1%FS。

2 实验结果与分析

2.1 不同来流速度下等离子体气动激励控制附面层的实验

进行了 20,36,48,60,72 m/s 等来流速度下的实验。实验结果表明:等离子体气动激励在这些来流速度下均可以有效地抑制翼型吸力面的流动分离,提高翼型的临界失速迎角。在来流速度 $v=36$ m/s 时,等离子体气动激励可以将翼型的临界失速迎角 α 由 16° 提高到 21°。但随着来流速度的增加,有效抑制流动分离所需的激励电压值增大,这意味着激励强度加大,显然是合理的。

图 2 为 $v=36$ m/s、迎角 α 为 16° 和 20° 时的实验结果。横坐标 $b=x/c$, x 为测压点距离翼型前缘的水平距离, b 为无量纲变量,表示测压点相对翼型弦长的位置;纵坐标 p 为压力,其余各图相同。由图 2 可见:未施加等离子体气动激励时, NACA 0015 翼型吸力面出现了明显的前缘分离,施加等离子体气动激励后,可以有效地抑制流动分离。迎角为 20° 时,第 1 个压力测量点的压力由 -1.254 kPa 减小到 -2.135 kPa,第 2 个测压点的压力由 -1.240 kPa 减小到 -1.846 kPa,由于加工工艺的限制,测压点较少,不能通过压力数据对等离子体气动激励对翼型的增升效果进行准确的描述,但经初步估算,施加等离子体气动激励后翼型升力增大了约 45.1%。

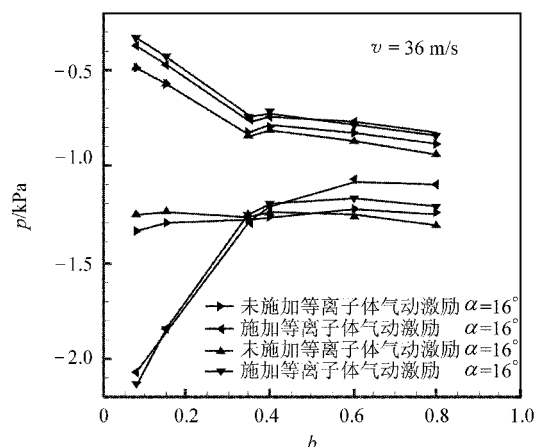


图 2 施加等离子体气动激励前后翼型表面的压力分布
Fig. 2 Pressure distribution on airfoil before and after plasma aerodynamic actuation

2.2 激励电压对流动控制效果的影响

对应于不同的来流速度,有效抑制吸力面流动分离的等离子体气动激励电压存在一个阈值,激励电压小于这个阈值时,流动分离不能或者只能部分地被抑制,当激励电压等于或大于这个阈值时吸力面的流动分离可以被完全地抑制,并且一旦激励电压大于阈值,增大激励电压对翼型流动控制效果的影响不大。

在 $v=72 \text{ m/s}$ 时, $\alpha=20^\circ$,由图 3 的压力测量结果可得:等离子体气动激励的激励电压为 13 kV 时,等离子体气动激励不能够抑制吸力面流动分离;激励电压为 14 kV 时,吸力面的流动分离可以得到部分的抑制;当激励电压增大到阈值电压 15 kV 时,吸力面的流动分离被完全的抑制,

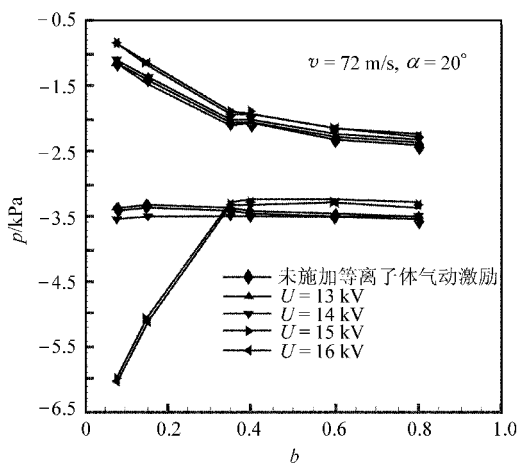


图 3 不同激励电压下翼型表面的压力分布
Fig. 3 Pressure distribution along surfaces of different voltages

升力增大大约 34.0%;激励电压为 16 kV 时,升力增大大约 35.1%。

不同来流速度下的等离子体气动激励抑制失速分离的阈值电压 U 如图 4 所示,由图可见阈值电压 U 随着来流速度的增加而增大,但受绝缘材料抗击穿强度的限制,激励电压是有限制的增大,所以要扩大等离子体流动控制的作用范围,最重要的是如何在尽可能的低功耗、低激励电压下对附面层进行有效的控制。

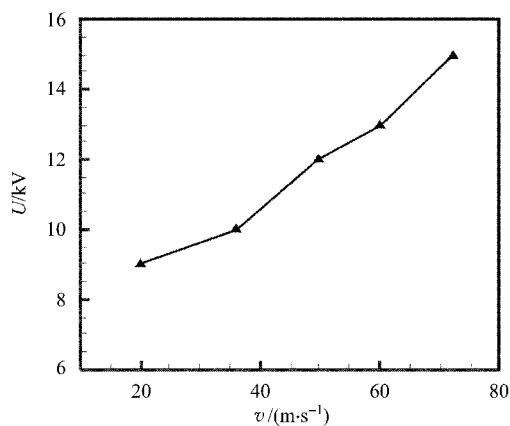


图 4 不同来流速度下等离子体气动激励抑制失速分离的阈值电压
Fig. 4 Threshold voltage to suppress stall separation at different inflow velocities

2.3 激励位置对流动控制效果的影响

在 $v=72 \text{ m/s}$, $\alpha=20^\circ$,接通不同位置电极时翼型表面的压力分布如图 5 所示,接通后两组不能够抑制吸力面的流动分离,对比接通第 1 组和全部 3 组电极的实验结果发现,虽然都能够完全地抑制吸力面的流动分离,并且两者的控制效果

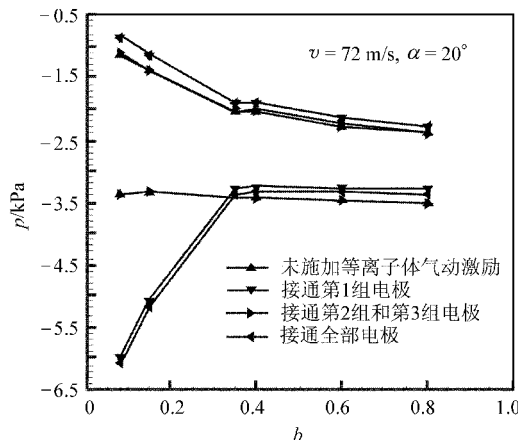


图 5 接通不同位置电极时翼型表面的压力分布
Fig. 5 Pressure distribution along surfaces of different actuation positions

相差很小,但是只接通第1组电极时的阈值电压为17 kV,接通全部3组电极时的阈值电压为15 kV。而激励电压大时,功耗增大,绝缘材料容易被击穿,所以增加激励电极的数目可以扩大等离子体气动激励的作用范围,使得等离子体气动激励可以在更高的来流速度下有效地进行流动控制。

实验表明:等离子体气动激励的位置对能否抑制流动分离至关重要,等离子体气动激励必须作用在分离点之前,当作用在翼型前缘时,控制效果明显,这也是与其他流动控制手段一致的。

2.4 占空比对流动控制效果的影响

在 $v=60\text{ m/s}$, $\alpha=19^\circ$, 等离子体气动激励的激励电压固定为14 kV, 脉冲频率固定为800 Hz, 不同占空比下的流动控制效果如图6所示, 调节 d 为10%时, 等离子体气动激励的控制效果较弱, 不能抑制吸力面的流动分离; d 为20%时, 只能部分地抑制吸力面的流动分离, 升力增大约21.5%; d 为30%~100%时, 都可以有效地抑制翼型吸力面的流动分离, 且控制效果变化不大; d 为100%时, 升力增大约39.7%, 但是随着占空比的降低, 在控制效果相当的情况下, 等离子体气动激励所消耗的功率会减小, 等离子体气动激励器的发热效应减弱, 激励器的寿命和抗击穿性能增强, 这对提高等离子体气动激励的作用范围也是有益的。

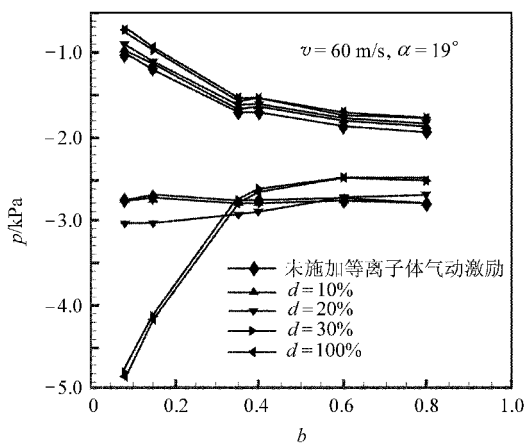


图6 不同占空比下翼型表面的压力分布

Fig. 6 Pressure distribution along surfaces of different duty cycles

2.5 脉冲频率对流动控制效果的影响

由图7可见, 在 $v=60\text{ m/s}$, $\alpha=19^\circ$, 等离子体气动激励的激励电压固定为14 kV, 占空比固定

为80%时, f 为100 Hz时不能抑制流动分离; f 从200~1 000 Hz变化时, 等离子体气动激励都可有效地抑制流动分离, 但不同脉冲频率下的控制效果差别不大, f 为1 000 Hz时, 升力增大约48.3%。

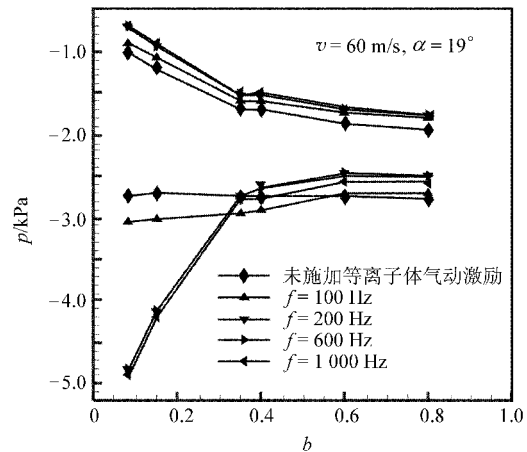


图7 不同脉冲频率下翼型表面的压力分布

Fig. 7 Pressure distribution along surfaces of different pulse frequencies

实验表明, 非常脉冲等离子体气动激励对附面层的控制效果明显强于定常等离子体气动激励。由图8可见: 在 $\alpha=20^\circ$, $v=72\text{ m/s}$, $f=400\text{ Hz}$ 时, 非常脉冲等离子体气动激励能够完全抑制流动分离的阈值电压为15 kV, 在 $f=600\text{ Hz}$ 时, 非常脉冲等离子体气动激励能够完全抑制流动分离的阈值电压为14 kV, 而定常脉冲等离子体气动激励能够完全抑制流动分离的阈值电压为16 kV, 可见非常脉冲等离子体气动激励的控制能力要明显优于定常等离子体气动激励。

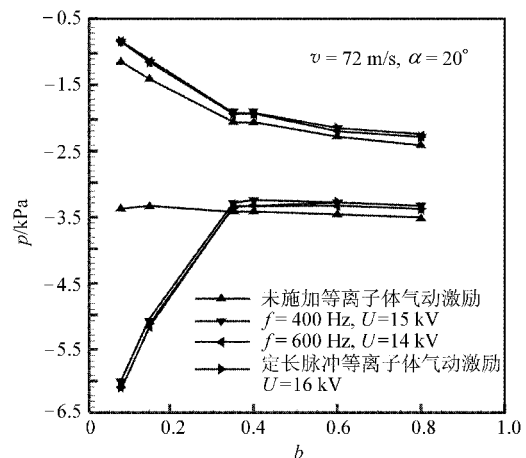


图8 定常激励和脉冲激励完全抑制分离的阈值电压

Fig. 8 Threshold voltage to suppress separation for steady actuation and pulse actuation

实验研究表明,当 $f=600\text{ Hz}$,分离区长度 h 满足使斯特劳哈尔数 $S_r = f \cdot h/v = 600 \times 0.12/72 = 1$ 时,能够完全抑制流动分离的阈值电压最小,此时等离子体气动激励的脉冲频率和绕流流场的频率得到最佳的耦合,控制效果最佳。

2.6 流场的延迟效应

在 $v=48\text{ m/s}$, $\alpha=18.5^\circ$, $U=12\text{ kV}$, $d=50\%$ 和 $f=425\text{ Hz}$ 时测量点1和2处的压力值随时间的变化规律如图9所示,由图9可见,等离子体气动激励开启的同时,流动分离很快被抑制,但是关闭等离子体气动激励后,流动不会马上回到分离的状态,流场会存在一个响应延迟,即流动要经过一段时间才会重新分离。延迟时间 t 和等离子体气动激励的脉冲频率 f ,来流速度 v ,翼型分离区的长度 h 有关。对于 NACA 0015 翼型,流动分离一般发生在翼型前缘,所以有 $h=c=0.12\text{ m}$ 。研究发现 $S_r = f \cdot h/v = 1$ 时, t 最长。图10为 $v=48\text{ m/s}$, $\alpha=18.5^\circ$ 时,实验得到的流场的延迟时间

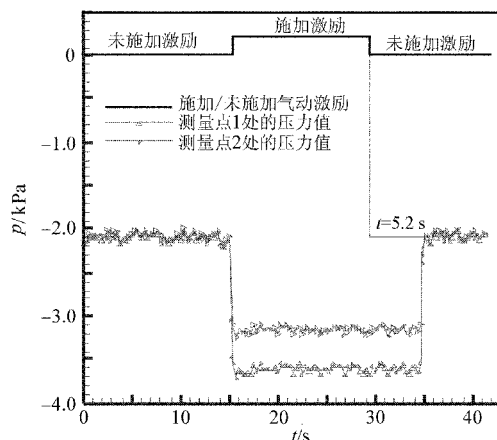


图9 激励前后第1和2个压力测量点的测量结果

Fig. 9 Pressure measurement of port 1 and port 2

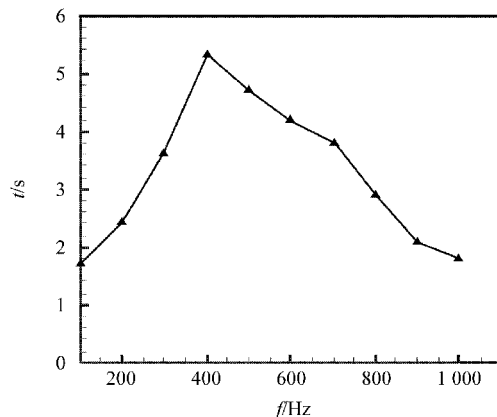


图10 延迟时间随脉冲频率的变化

Fig. 10 Influence of pulse frequency on delay time

随脉冲频率的变化,可见 $f=400\text{ Hz}$ 时, $S_r = 400 \times 0.12/48 = 1$, t 最大,为 5.2 s 。

在进行等离子体流动控制时,可以利用流场的这个响应延迟效应,通过控制等离子体电源的脉冲频率和打开、关闭等离子体气动激励器的时机,达到降低能耗的作用。

国外近期的文献曾报道过这一实验现象^[9],但是没有进行理论解释。本文分析,延迟时间是因为等离子体气动激励关闭后,会在绕流的附面层内诱导新的旋涡,诱导旋涡的强度与等离子体气动激励的脉冲频率、来流速度、分离区的尺寸等有关,并且会随着时间减弱,旋涡与翼型绕流附面层相互作用,导致了流场的延迟效应。

3 讨论

3.1 等离子体涡流激励

定常和脉冲等离子体气动激励与附面层耦合作用的机制,及其在控制附面层中的效果是不同的。已有的实验研究表明,定常的等离子体气动激励在较低来流速度下可以较好地抑制附面层分离,但在速度超过 50 m/s 后,流动控制效果变得很弱。而脉冲等离子体气动激励可在更高速度下起作用。为提高流动控制能力,针对脉冲等离子体气动激励,应从非定常的角度对气动激励-流场的耦合作用进行重点研究。

根据实验结果,本文提出“等离子体气动激励”的概念或观点。

PIV测试表明,等离子体气动激励在静止空气中会诱导出旋涡,如图11所示。

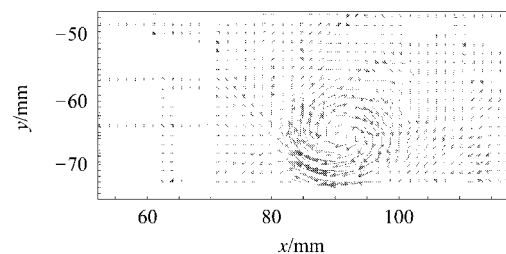
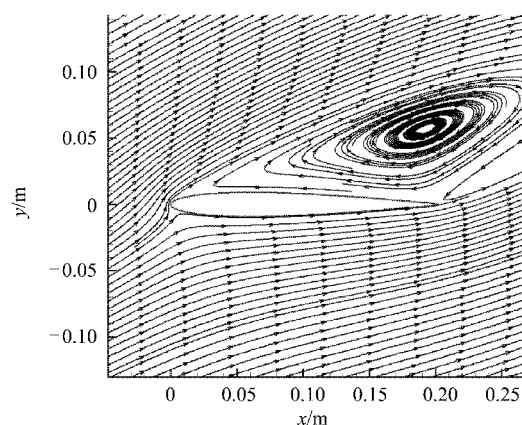


图11 等离子体气动激励诱导流场的PIV测试图

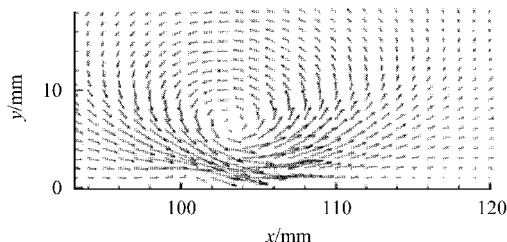
Fig. 11 Induced velocity field measurement by PIV

数值仿真也发现,等离子体气动激励会诱导出旋涡,且旋涡的方向与翼型绕流分离区的分离涡相反,如图12所示,翼型绕流分离区旋涡为顺时针,而等离子体气动激励在静止空气中诱导的旋涡为逆时针方向,并且诱导旋涡在等离子体气动激励器附近强度最大,而翼型分离点处的旋涡

强度相对较弱,当等离子体气动激励器敷设于翼型分离点时,等离子体气动激励诱导的旋涡和翼型分离点处的旋涡相互作用,由于旋涡的方向相反,当等离子体气动激励诱导旋涡的强度达到一定值,即激励电压达到阈值电压时,分离区的旋涡被消除,流动分离得到抑制。等离子体气动激励诱导的旋涡增强了附面层内能量掺混,将更多的能量带入附面层,增强附面层抵抗逆压梯度的能力,从而抑制流动分离。



(a) 翼型绕流分离流场图仿真结果



(b) 等离子体气动激励诱导流场图仿真结果

图 12 翼型绕流流场和诱导流场的仿真结果

Fig. 12 Simulation streamlines of airfoil and induced flow

3.2 等离子体冲击流动改性

等离子体流动控制的作用能力是制约等离子体流动控制是否具有应用可行性的关键指标。随着等离子体气动激励方式的不同,等离子体流动控制的作用能力存在显著差异。脉冲等离子体气动激励比定常等离子体气动激励的流动控制效果要好,纳秒脉冲等离子体气动激励比微秒放电等离子体气动激励流动控制效果要好。例如:从目前国内外公开报道的文献看,以抑制翼型失速分离为例,微秒放电等离子体气动激励有效作用的最大马赫数在 0.2 左右^[9],而纳秒脉冲等离子体气动激励有效作用的最大马赫数在 0.8 左右^[10]。分析其差别,宏观上看主要是瞬时气动激励强度有差

异。针对脉冲等离子体气动激励作用方式,本文提出“等离子体冲击流动改性”的概念。通过脉冲作用方式,能量在很短的时间施加给流场(例如,纳秒脉冲放电的瞬时功率为 10^6 W 量级),即以“冲击”的方式提高作用强度,形成局部的瞬时强脉冲扰动,扰动引起附面层内温度和压力的脉动,从而改变流场特性,达到流动控制的目的,而由于脉冲的和非定常的作用时间短,因此功耗并不大。

4 结 论

(1) 等离子体气动激励能够有效地抑制翼型吸力面的流动分离,提高翼型的临界失速迎角。来流速度 $v=72$ m/s,迎角 $\alpha=20^\circ$,施加等离子体气动激励后,NACA 0015 翼型的升力增大了约 30%,临界失速迎角由 18° 增大到 21° 。

(2) 激励电压等于或大于阈值电压时才能有效抑制翼型吸力面的流动失速分离,并且来流速度越大,流动分离越严重时,阈值电压越大。

(3) 等离子体气动激励的位置对能否抑制流动分离至关重要,等离子体气动激励作用在翼型前缘或流动分离点之前时,控制效果最为明显;增加激励电极的数目,可以减低阈值电压。

(4) 通过调节占空比,可以在控制效果相当的情况下,减低等离子体气动激励所消耗的功率,延长等离子体气动激励器的寿命。

(5) 当脉冲频率使斯特劳哈尔数 $S_r=f \cdot h/v=1$ 时,阈值电压最小,延迟时间最大,通过控制脉冲频率和打开、关闭等离子体气动激励器的时机,可降低能耗。

(6) 提高等离子体流动控制的效能,必须寻求等离子体气动激励对流场的最佳作用方式,即研究“等离子体气动激励/流场耦合”的动力学机制,将等离子体气动激励对流场的作用方式从定常向非定常发展。

(7) 初步提出了“等离子体涡流激励”和“等离子体冲击流动改性”的观点。

参 考 文 献

- [1] Lord W K, MacMartin D G, Tillman T G. Flow control opportunities in gas turbine engines [R]. AIAA-2000-2234, 2000.
- [2] Gilarranz J L, Rediniotis O K. Compact high-power synthetic jet actuators for flow separation control [R]. AIAA-2001-0737, 2001.
- [3] Seifert A, Pack L G. Oscillatory excitation of unsteady compressible flows over airfoils at flight Reynolds numbers

- [R]. AIAA-1999-0925, 1999.
- [4] Jenkins L N, Khorrami M R, Choudhari M. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat; part I. PIV measurements[R]. AIAA-2004-2801, 2004.
- [5] Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2007, 40: 605-636.
- [6] Post M L, Corke T C. Separation control using plasmas actuators—stationary and oscillating airfoils[R]. AIAA-2004-0841, 2004.
- [7] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control concepts, optimization and applications[R]. AIAA-2005-0563, 2005.
- [8] Roupasov D, Zavialov I, Starikovskii A, et al. Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge[R]. AIAA-2006-0373, 2006.
- [9] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Scaling effects of an aerodynamic plasma actuator[R]. AIAA-2007-0635, 2007.
- [10] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulse periodic discharge [R]. AIAA-2008-1367, 2008.
- [11] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 大气压等离子体流动控制实验[J]. *空军工程大学学报*, 2006, 7(3): 1-3.
Li Yinghong, Wu Yun, Zhang Pu, et al. Preliminary experimental investigation of atmosphere plasma flow control technology[J]. *Journal of Air Force Engineering University*, 2006, 7(3): 1-3. (in Chinese)
- [12] Wu Y, Li Y H, Zhu J Q, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing[R]. AIAA-2007-3849, 2007.
- [13] Wu Y, Li Y H, Pu Y K, et al. Experimental investigation on plasma aerodynamic actuator's emission spectrum characteristic[R]. AIAA-2008-1105, 2008.
- [14] Wu Y, Song H M, Li Y H, et al. Experimental investigation of plasma assisted flow control on NACA 0015 airfoil [C] // X W International Conference on Gas Discharges and Their Applications. 2006: 833-836.
- [15] 张攀峰, 王晋军, 施威毅, 等. 等离子体激励低速分离流动控制实验研究[J]. *实验流体力学*, 2007, 21(2): 35-39.
Zhang Panfeng, Wang Jinjun, Shi Weiyi, et al. Experimental research of flow separation control by plasma actuation in low inflow velocity [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 21(2): 35-39. (in Chinese)

作者简介:

李应红(1963—) 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空发动机控制、故障诊断与可靠性。

Tel: 029-84787527

E-mail: yinghong_li@126.com

梁华(1982—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机稳定性与等离子体动力学。

Tel: 029-83462465

E-mail: lianghua82702@tom.com

(责任编辑: 赵利)