射频介质阻挡放电改善NACA 0015 翼型气动性能的实验^{*}

谢理科,梁华,赵光银,魏彪,苏志,陈杰,田苗

(空军工程大学 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038)

摘 要:介质阻挡放电(DBD)均匀稳定、易于敷设,是机翼/翼型等离子体流动控制(PFC)中最 常用的激励方式。射频介质阻挡放电激励频率高、放电功率大,且能在流场中产生明显的加热,应用潜 力大。采用射频电源驱动DBD激励器产生等离子体,分析放电的体积力、热特性和诱导流场特性,开 展了射频介质阻挡放电改善NACA 0015翼型气动性能的实验,研究了占空比、调制频率、载波频率和电 源功率等参数对流动控制效果的影响规律。结果表明:射频等离子体激励的体积力效应随激励电压的增 大而增加;射频等离子体激励产生的热量在诱导的流场中进行传导,加速流场;当来流速度为20m/s, Re=3.36×10⁵时,在翼型前缘施加激励,使翼型临界失速迎角推迟1°,最大升力系数增大6.43%,且在过 失速迎角下仍具有流动控制效果,使升力下降变缓;调制频率越大,控制效果越好;存在最佳占空比、 载波频率和功率,占空比对流场控制效果的影响最显著,最佳占空比、载波频率和功率分别为20%, 460kHz和50W。射频等离子体激励以体积力效应、热效应和诱导壁面射流改善失速流场,使得NACA 0015翼型气动性能极大改善,流动分离得到有效控制。

关键词: 等离子体流动控制; 翼型; 射频; 介质阻挡放电; 占空比

中图分类号: V211.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 02-0294-11 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190010

Experiment on Improving Aerodynamic Performance of NACA 0015 Airfoil by RF Dielectric Barrier Discharge

XIE Li-ke, LIANG Hua, ZHAO Guang-yin, WEI Biao, SU Zhi, CHEN Jie, TIAN Miao

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Dielectric barrier discharge (DBD) is uniform, stable, and easy to lay, and is the most common excitation method in wing/airfoil plasma flow control (PFC). RF dielectric barrier discharge excitation possesses the abilities of high frequency and large discharge power, and can produce obvious heating in the flow field, which has great application potential. RF power was supplied to drive DBD actuator to generate plasma. The body force, thermal and induced flow field characteristics of discharge were analyzed and the experiment of RF dielectric barrier discharge for improving the aerodynamic performance of NACA 0015 airfoil was carried out. The influence law of duty cycle, modulation frequency, carrier frequency, and power supply on flow control effect was

^{*} 收稿日期: 2019-01-04; 修订日期: 2019-05-26。

基金项目:国家自然科学基金(11472306;11802341)。

作者简介:谢理科,硕士生,研究领域为等离子体流动控制与推进技术。E-mail: xielike1011@139.com

通讯作者:梁 华,博士,副教授,研究领域为等离子体流动控制与推进技术。E-mail: lianghua82702@126.com

引用格式:谢理科,梁 华,赵光银,等.射频介质阻挡放电改善NACA 0015翼型气动性能的实验[J].推进技术,2020,41
 (2):294-304. (XIE Li-ke, LIANG Hua, ZHAO Guang-yin, et al. Experiment on Improving Aerodynamic Performance of NACA 0015 Airfoil by RF Dielectric Barrier Discharge[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020,41
 (2):294-304.)

studied. The results show that the body force effect of RF plasma excitation increases with the increase of excitation voltage, and the heat generated by RF plasma excitation is transmitted into the induced flow field to accelerate the flow field. When the inflow velocity is 20m/s and Reynolds number is 3.36×10^5 , the application of RF plasma actuation at the leading edge of the airfoil can effectively delay the 1° of the critical stall angle of attack and increase the maximum lift coefficient by 6.43%. There is still a flow control effect under the over-stall angle of attack, so that the lift coefficient is slowed down. The greater the modulation frequency, the better the control effect. There are optimal duty cycle, carrier frequency and power. The duty cycle has the most significant influence on the control effect of flow field. The optimal duty cycle, carrier frequency and power are 20%, 460kHz and 50W, respectively. RF plasma excitation improves stall flow field by body force effect, thermal effect, and induced wall jet, which greatly improves aerodynamic performance of NACA 0015 airfoil and effectively controls flow separation.

Key words: Plasma flow control; Airfoil; Radio frequency; Dielectric barrier discharge; Duty cycle

1 引 言

大迎角飞行时,机翼/翼型表面易出现流动分离 从而导致失速,使其升力减小,阻力增大,严重损害 飞机的气动性能,影响飞行安全。就运输机等大型 飞机而言,为了增大载重量和航程,需要较高的升力 和升阻比,特别是在起飞着陆阶段,对于一架典型的 大型双发民航客机A320,最大升力系数提高1%可使 载重量增加770kg。通过流动控制的手段抑制流动 分离,推迟失速,进而提升飞机大迎角条件下的气动 性能已成为航空领域的重要研究方向^[1-3]。等离子体 流动控制技术是一种可用于控制机翼/翼型表面分离 失速的主动控制技术,可有效实现飞行器的增升减 阻,相较于吹吸气、振荡射流和声激励等技术^[4-6],其 结构简单、无活动部件、响应迅速、作用灵活,被认为 是 21 世纪最具有发展前景的主动流动控制技术 之一^[7-8]。

基于等离子体气动激励的等离子体流动控制技术,可有效地改善飞行器/动力装置的气动特性,发展前景广阔,美国圣母大学基于等离子体流动控制的风洞实验,进行了V-22机翼的飞行测试^[9],俄罗斯理论和应用力学研究所进行了滑翔机机翼等离子体流动控制飞行验证,南京航空航天大学的"紫电"无人机,通过控制激励器放电产生等离子体,改变机翼表

面的流动,从而控制飞行器的姿态。利用等离子体激励进行流动控制的方式有表面电弧放电、尖尖放电、介质阻挡放电、等离子体合成射流等^[10-12]。其中,针对介质阻挡放电等离子体激励进行流动控制的研究较多,在控制机翼/翼型表面分离失速上具有良好的控制效果^[13]。

表1是基于介质阻挡放电,根据脉冲波形的放电 时长,研究比较了正弦波介质阻挡放电(AC-DBD), μs脉冲介质阻挡放电(μs-DBD)和 ns脉冲介质阻挡 放电(ns-DBD)对机翼/翼型气动性能的影响。结果 表明,来流速度较低时(<0.4*Ma*),AC-DBD主要通过 在流场中产生体积力作用,诱导近壁面气流加速,从 而抑制流动分离^[14-21]。

来流速度更高时,AC-DBD失去控制效果,μs-DBD和ns-DBD在流场中产生瞬时加热作用,并诱导 产生冲击波,在较大的来流速度下(0.8*Ma*)仍能有效 抑制翼型流动分离。文献[22]研究了放电波形的形 状对体积力及诱导流场的影响,结果表明电压急剧 上升的波形产生的推力大,所诱导的流场速度及加 速度大。

王万波等^[23]研究了电极电压、电极位置和布置 方式等参数对 NACA0015 翼型分离控制的影响规律, 结果表明:等离子体激励在失速迎角附近可以有效 抑制翼型的流动分离,实现气流的完全再附着;在来

le 1	Introc	luction	of pl	lasma	flow	control	metho	ds
	le 1	le 1 Introc	le 1 Introduction	le 1 Introduction of p	le 1 Introduction of plasma	le 1 Introduction of plasma flow	le 1 Introduction of plasma flow control	le 1 Introduction of plasma flow control metho

-				
Actuation method	Carrier frequency/kHz	Control mechanism	Effective velocity range	Induced velocity/(m/s)
AC-DBD	<20	Body force effect	<0.4 <i>Ma</i>	0~11 ^[14-15]
µs-DBD	<20	Transient heating	<0.8Ma	0~3[16-17]
ns-DBD	<20	Transient heating and shock wave	<0.8Ma	0~0.5 ^[18-20]
RF-DBD	200~3000	Body force and transient heating ^[21]	Further study	Further study

流速度为20m/s时,将气流再附着的迎角提高了5°。

Jérôme Jolibois 等^[24]研究了放电电压对诱导射流 的影响,当放电电压高达 25kV时,可诱导的流速达到 6m/s,同时采用 NACA 0015 翼型,研究了激励器位置 和数目对控制效果的影响,结果表明,翼型沿弦向布 置的七条电极,只有在翼型前缘激励时的效果最佳, 且比多条电极同时激励的效果好。本文同样采用 NACA0015 翼型模型,在翼型前缘布置激励器,重点 研究了 20m/s来流速度下的射频放电等离子体激励 控制效果的影响。对比王万波等^[23]和 Jérôme Jolibois 等实验,与本文射频等离子体激励的机理方面存在 差异,在控制 NACA 0015 翼型流动分离改善气动性 能上效果同样显著。

与其它放电方式相比较,射频放电频率大,功率 高,瞬间释热强,可为流场注入更高的能量和动 量[21],宋慧敏等[25]研究了尖尖放电射频等离子体在 静止空气条件下气动激励的放电特性和诱导流动特 性,研究表明,射频放电存在快速加热作用,在静止 空气中诱导产生了近似圆柱形的冲击波。Shi等^[26]研 究表明,电极的介电绝缘可以防止射频等离子体辉 光放电电流的无限增长,从而显著提高大气压下射 频等离子体辉光放电稳定性。此外,射频等离子体 在改善材料表面特性、医用治疗及护理、化学合成和 沉积^[27-29]、射频放电等离子体诊断等方面有广泛的用 途,应用潜力大。国内外科研工作者在等离子体气 动激励用于机翼/翼型的流动控制方面投入了大量精 力,取得了不同程度的效果,但目前尚未对射频放电 等离子体激励改善机翼/翼型气动性能的风洞实验进 行详细研究。

本文采用射频电源驱动典型 DBD 激励器,测试 其体积力特性和热特性,并将其应用到 NACA 0015 翼型的流动分离控制中,测试其流动控制效果,分析 占空比、调制频率、载波频率、电源功率和来流速度 对流动控制效果的影响,并与 AC-DBD 和 ns-DBD 等 控制方式进行对比,为拓展等离子体流动控制的能 力提供参考。

2 实验系统及激励特性测试

2.1 实验系统

2.1.1 实验风洞及NACA 0015 翼型

实验是在空军工程大学等离子体动力学重点实验室的LSWT-1型单向低速回流风洞中进行的。试验段长3m,宽1.2m,高1m,风速为5m/s~75m/s,实验段紊流度<0.2%。

实验所用翼型为NACA 0015 翼型,如图1所示, 弦长 c=250mm,展长 L=1.2m,翼型最大厚度的位置距 前缘15% 弦长。翼型由玻璃钢制作而成,在翼型展 向的中间位置的上下表面沿弦向各均匀布置37个测 压孔,如图2所示为测压孔展向投影图,测压孔为斜 置阵列式排列。



Fig. 1 NACA 0015 airfoil and its installation



2.1.2 等离子体电源及激励器

实验所用电源为AG1017L型射频电源(或称射频信号发生器/放大器),电源输出载波频率10kHz~ 10MHz连续可调,最大输出电压为500V,最大输出功 率为200W,射频电源通过RS232接口与计算机连接 时可以切换至调制模式,该模式下脉冲宽度和脉冲 周期分别在1μs~500μs和1ms~50ms连续可调,调制 频率在20Hz~1kHz可调,占空比在0.1%~50%可调。 为提高输出电压,在电源的输出端并联一个变压器, 其匝数比为1:10。

电源输出电压波形示意图如图 3 所示,图中 T 为 电源输出单个正弦波形周期, T_{M} 为调制波周期, T_{A} 为 调制波周期内电源输出电压的时间,T和 T_{M} 的倒数分 别 是 载 波 频 率 和 调 制 频 率,占 空 比 $DC=T_{A}/T_{M} \times$ 100%。

大量文献[23-24,30]表明,对于NACA 0015 翼型,激励器布置于翼型前缘位置时流动控制效果最



Fig. 3 Schematic diagram of RF power supply voltage waveform output

好。实验中的激励器由裸露电极、覆盖电极和绝缘 介质组成,如图4所示,其中覆盖电极长80mm,宽 3mm,厚0.06mm,其下沿与翼型最前缘取齐,裸露电 极长80mm,宽2mm,厚0.06mm,其上沿与翼型最前缘 取齐,绝缘介质采用三层聚酰亚胺胶,厚度为0.3mm, 介电常数为3.5,可耐15kV高压,其置于两电极之间, 将两电极分隔开。



2.1.3 翼型表面压力、电参数、体积力及温度测量设备

翼型上下表面测压孔上各点的压力通过DSY-104电子压力扫描阀进行测量,测得压力为相对压 力,电子压力扫描阀量程为-10kPa~10kPa,系统精度 0.05%FS,系统误差为0.01kPa,采样频率为100Hz,各 点压力取6s内所测压力的平均值。

电参数测量系统包含有DPO4104示波器、 P6015A高压探针和P6022交流电流探针,用来测量 放电的电压电流等参数。

采用 JJ124BC 型电子分析天平测量体积力。天 平最大称重为120g,分辨率为0.1mg,具有10d的检定 分度值和100g的校准重量。带有三面玻璃防风罩和 自动校准功能。

红外热像仪探测器为焦平面阵列 MCT,波段 3.7μm~4.8μm,像素 320×256,测温范围-20℃~ 1500℃,并配套有数据处理软件 Altair,测量区域内各 个点在测量时间内的时域温度可通过该软件读取。

2.2 射频等离子体激励特性测试

2.2.1 体积力特性

文献[30]表明,等离子体激励存在体积力效应, 在体积力的作用下,可诱导流场加速,尤其是当流场 中出现大尺度分离涡、翼型上表面流场极不稳定时, 通过等离子体激励形成的体积力效应能有效地改善 流场并提高在失速迎角下的气动性能。

实验中选取了六组不同的电压峰-峰值 U_{pp},分别 是 3.40kV, 3.75kV, 4.10kV, 4.45kV, 4.80kV 和 5.15kV 来测量体积力。其中,实验时保持激励占空比为 10%,载波频率为460kHz,调制频率为1kHz不变。通 过电子天平测量一长为10em的激励器在放电条件下 的体积力,每组实验测量三次,取平均值,得到体积 力 F 随激励电压的变化如图 5 所示。结果表明,射频 等离子体激励具有体积力效应,且随着激励电压的 增大,所产生的体积力也一同增大。这是由于随着 电压的增大,空气电离产生等离子体的能量也随着 增大,同时高电压使得电场强度也相应增大,等离子 体在电场中获得的动能更高,故而形成的体积力 增大。



Fig. 5 Body force induced by RF plasma actuation under different voltage

2.2.2 热特性

通过红外热像仪测量了射频等离子体激励器表 面温度,研究了射频等离子体激励的表面热特性。 实验中激励器长度为10cm,射频电源占空比为20%, 载波频率为460kHz,调制频率为1kHz。测量结果如 图 6 所示,图 6(a)为 t=180s 时刻激励器表面温度分 布,温度较高的区域为图4所示的等离子体区域,在 该时刻激励器表面最高温度T可达86.24℃。图6(b) 为图 6(a) 中位置 X=3cm, Y=0.4cm 的温度变化时域 图,分析可知,在较短的时间内,高温射频等离子体 使得周围温度迅速上升,为流场注入较高能量,可见 射频等离子体激励响应迅速。随着时间的延长,热 量不断传导和积累,激励器表面温度迅速升高。图6 (c)为t=180s时,图6(a)中X=3cm所在直线上的温度 分布图,曲线上有两个波峰和一个波谷,第一个波峰 为裸露电极以下区域最高温度,第二个波峰为裸露 电极以上区域最高温度,波谷段即为裸露电极表面 温度,对比裸露电极上下区域,沿着激励方向,温度 由高至低逐渐降低,逆激励方向,温度陡降,表明射 频等离子体激励产生的热量主要在诱导的流场中进 行传导。

2.2.3 诱导流场特性

本文通过纹影法进行了静止大气压条件下射频 等离子体激励诱导流场特性的测试,将微观流场的 变化清晰地呈现出来,进而揭示激励的机理。如图7



Fig. 6 Thermal diagram of RF plasma actuation with 20% duty cycle

所示,为不同时刻下射频等离子体激励诱导的流场 纹影图,所取的激励占空比为20%,调制频率为 1kHz,载波频率为460kHz,功率为80W。激励1s后, 形成了半径为7.2mm的一个启动涡,随后该启动涡逐 渐变大并在射频等离子体激励的推动下后移,激励 1s后,流场稳定,激励以壁面射流的形式诱导流场。

图 8 为不同调制频率f激励下诱导流场变化的纹 影图,频率为 200Hz时,未能形成壁面射流,仅是由温 升效应导致的流场扰动,频率为 250Hz时,未产生启 动涡,壁面射流较弱,随着频率的增大,射频等离子 体激励的启动涡越明显,诱导的壁面射流越强。结 合图 6(a)可知,热量沿着壁面射流传导出来,从而增 大流场中粒子热运动内能。



Fig. 7 Evolution of flow field by RF actuation



Fig. 8 Flow field under different modulation frequency

3 射频等离子体流动控制效果测试

记 NACA 0015 翼型弦长为c,上表面压力记为 p_{up} ,下表面压力记为 p_{down} ,翼型最大厚度前方压力记 为 $p_{forward}$,后方压力记为 $p_{backward}$,迎角为 α ,空气密度 ρ = 1.205kg/m³,来流速度为 V_{xo}

则翼型法向力系数 C_N和切向力系数 C_A分别为

$$C_{\rm N} = \frac{\int_{0}^{c} \left(p_{\rm down} - p_{\rm up} \right) \mathrm{d}x}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^{2} c} \tag{1}$$

$$C_{\rm A} = \frac{\int_{y_{\rm down\,max}}^{y_{\rm up\,max}} \left(p_{\rm forward} - p_{\rm backward} \right) dy}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c}$$
(2)

升力系数 C_L为

$$C_{\rm L} = C_{\rm N} \cos \alpha - C_{\rm A} \sin \alpha \tag{3}$$

3.1 NACA0015 翼型气动特性

图 9 为来流速度 V_{*}分别是 20m/s, 30m/s, 40m/s 和 50m/s, 未 施 加 等 离 子 体 激 励 时 基 准 状 态 下 的 NA-CA0015 翼型升力曲线图。

从图 9 可知,来流速度为 20m/s,当 α < 6°时,升力 系数 C₁随迎角的增大而呈线性增大;当 6°<α<11°时, 升力系数增大的斜率逐渐降低,说明翼型吸力面已 经出现了局部分离,且随迎角的增大分离越严重;当 α=11°时,升力系数达到最大值 0.625,此时的迎角为



Fig. 9 Lift coefficient variation without plasma

NACA0015 翼型在来流 20m/s下的失速迎角;当α> 11°时,吸力面边界层大面积分离,升力系数急剧减小。

来流速度为30m/s时,α≤7°时,升力系数随迎角 增大而线性增大;随着迎角的增大,翼型吸力面出现 局部分离,升力系数增大梯度不断变小;在α=12°时, 升力系数达到最大,继续增大迎角,升力系数急剧 减小。

来流速度为40m/s时,当α≤8°时,升力系数线性 增大,在α=15°时为失速迎角。来流速度为50m/s时, 当α≤9°时,升力系数线性增大,翼型失速迎角为15°。

以来流速度 20m/s 为例,图 10 为不同迎角下 NA-CA 0015 翼型表面的压力图,图中横坐标 b=x/c 为无 量纲变量,表示测压孔相对翼型弦长的相对位置,x 为测压孔距翼型前缘的水平距离,纵坐标p为所测压 力与大气压力的差值,即相对压力。

翼型迎角在α≤6°下,沿着来流方向由前缘至后 缘,吸力面压力呈上升趋势,且随着迎角的增大,压 力值减小,升力系数C_L线性增大。迎角在6°<α<11° 时,由压力曲线图10(a)和图10(b)可知,靠近翼型后 缘处部分测压孔的压力近似相等,随迎角的增大压 力近似相等的测压孔越多,表明测压孔所在区域为 分离区,压力相等区域的起始点即为分离点,在分离 点以后,吸力面压力线保持水平,且随着迎角的增大 分离点不断往前移,6°和8°迎角的分离点位于最后一 个测压点后;10°和11°迎角时,翼型吸力面表面压力 分离点分别在90%c和86%c弦长处。施加射频等离 子体激励后,由图10(c)可知,未失速条件下,激励对 流场的影响较小,未施加射频等离子体激励压力 曲线和施加射频等离子激励压力曲线其表面压力基 本一致。当迎角为12°时,翼型处于失速状态下,前 缘点压力为-0.338kPa,经过激励后其压力降为-0.782kPa,失速得到明显的改善;吸力面在20%c位置



angles of attack ($V_{z}=20$ m/s)

处开始分离,施加激励后吸力面各处的压力得到有效的改善,前缘分离被抑制住,分离点由20%c位置处 移至82%c位置处。当14°≤α<18°,翼型吸力面各点 压力基本相等,表明在该处迎角下已处于完全失速 状态。翼型在失速状态下施加激励后,吸力面流动 分离被抑制,同时压力面压力增大,使得升力增大明 显。随着失速后迎角的增大,激励的控制效果降低, 迎角α>18°后无激励效果。

综上可知,来流速度为20m/s时,NACA 0015 翼型的失速迎角为11°,来流速度为30m/s时,翼型的失速迎角为12°,来流速度为40m/s和50m/s时,翼型失速迎角为15°。随着来流速度的增大,翼型的失速迎

角也相应增大。

研究射频等离子体激励在不同来流速度下的作 用效果,从而分析出来流速度对射频等离子体流动 控制效果的影响。同时,在不同参数条件下等离子 体激励效果有所差异,通过与基准状态进行比对,可 得出最佳激励状态下的参数,使流动控制效果最 优化。

3.2 占空比对控制效果的影响

来流速度为20m/s时占空比对激励效果的影响如图11所示,其中,载波频率设置为460kHz,调制频率设置为1kHz。由图可知,当占空比为5%,10%,20%,30%和50%时,最大升力系数分别增大5.77%,5.96%,6.43%,5.66%和4.82%。当占空比为10%,20%时,流动控制效果较为显著,20%为最佳激励占空比,失速迎角由11°推迟至12°。在大的失速迎角下,当占空比为10%~20%时,射频等离子体激励依然能够起到激励作用,增大升力,减缓了升力系数的急剧下降。占空比为5%时,升力系数随迎角的增大,控制效果较其它几个设置参数下降快,当占空比为30%和50%时,二者的控制效果一致,控制效果较弱。

可见,占空比较小时,对流场输出的功率较小, 其诱导出的流场具有非定常性,在失速迎角较小的 情况下,能够起到抑制分离涡,促进边界层再附的作 用,在失速迎角较大的情况下,分离涡涡量较强,此 时射频等离子体激励由于激励强度不够,难以抑制 边界层分离,故而对流场的控制效果不明显。占空 比较大时,激励所诱导的射流与流场的耦合性降低, 导致在过失速迎角下升力系数曲线下降较快。在来 流速度为20m/s,占空比为10%~20%时,射频等离子 体激励所诱导的流场激励强度大,与流场中分离涡 的耦合性高,故而激励效果十分明显。

3.3 调制频率对控制效果的影响

来流速度为20m/s时调制频率对激励效果的影



Fig. 11 Lift coefficient variation at different duty cycle $(V_{x}=20 \text{m/s})$

响如图 12 所示,其中,占空比设置为 10%,载波频率 设置为 460kHz。分析图可知,调制频率为 200Hz, 250Hz 和 330Hz 时,未能够产生推迟失速的效果,但 是能够对流动分离起到较小的抑制作用,使得在临 界失速迎角后升力系数不会急剧下降。当调制频率 为 500Hz 和 1kHz 时,翼型升力系数分别提高 3.76% 和 5.79%,失速迎角推迟了 1°。可见,随着频率加快, 射频等离子体激励的作用效果增强,在此次实验中, 射频等离子体激励的最佳调制频率为 1kHz。

此现象出现的原因如下:在低频条件下,一方 面,射频等离子体激励能量低,加速失速流场的能力 有限;另一方面,在失速条件下的流场的特征频率不 稳定,当与激励的固有频率不完全耦合时,激励作用 效果不明显。升力系数不会急剧下降的原因在于射 频等离子体激励通过诱导的射流,产生了小扰动,为 流场注入了能量,而在失速条件下,流场的非定常性 大,当有小扰动时,流场的状态就会发生变化,因而 在过失速迎角下施加激励流场的升力系数相比于未 施加激励流场的升力系数较大。

需要说明的是,并不是激励的调制频率越高,对 流场的控制效果就越好。文献[14]研究了ms脉冲等 离子体电源在不同频率下对升力系数的影响。结果 表明,200Hz调制频率控制下的激励效果最佳,较 1kHz调制频率控制下的激励效果好,200Hz频率与流 场的特征频率耦合,从而有效控制分离。可见等离 子体激励存在最佳激励频率,在最佳激励频率下,对 流场的控制效果最好。



Fig. 12 Lift coefficient variation at different modulation frequency (V_{∞} =20m/s)

3.4 载波频率对控制效果的影响

不进行调制时,射频电源输出的波形为连续的 正弦波,其单个波形周期的倒数即为载波频率。在 不改变载波频率的情况下,射频电源经调制产生占 空比和调制频率后,射频电源的输出波形会改变,但 载波频率不会发生变化。

来流速度为 20m/s 时载波频率对激励效果的影响如图 13 所示,其中,占空比设置为 20%,调制频率 设置为 1kHz。载波频率为 200kHz,400kHz,460kHz 和 680kHz 时,对应的升力系数分别提高了 3.91%, 4.2%,6.17% 和 4.54%,当载波频率为 1000 kHz 时,激 励效果不明显,并增加了翼型在小迎角下流场的不 稳定性。载波频率为 460kHz 时,激励效果为最佳。 频率为 1000kHz 时,在失速迎角 11°下无激励效果,在 过失速迎角下,能够起到抑制分离涡的作用,但效果 不及 200kHz,400kHz,460kHz和 680kHz。

结合图13综合分析可知,除了调制频率能够影 响激励的控制效果外,电源所输出波形的载波频率 对NACA0015 翼型的升力系数影响也很大。类似于 文献[17]中的ms脉冲等离子体激励,射频等离子体 激励与它的差别在于载波频率。文献中通过 PIV 测 试发现,ms脉冲等离子体激励在12kV高电压条件下 产生的诱导流动速度可达到3m/s,高于4kV低电压条 件下射频等离子体激励所诱导的流速。文献[18]和 文献[19]给出了μs脉冲等离子体激励的研究,前者 通过 PIV 测试说明了在激励电压为 12kV,脉冲频率 为1kHz条件下产生的诱导流动速度为3m/s,后者通 过纹影测量表明 µs 脉冲 DBD 激励具有"瞬间释热" 效应,可以瞬间加热空气产生压缩波,从而增强边界 层与高能主流区的掺混,改善机翼表面气动性能。 文献[16]表明,ns脉冲等离子体激励瞬时能量高,且 短时间(<1us)内转换为热量引起局部空气温升和压 升,进而诱导形成较强的压缩波和大尺度涡,对流场 造成扰动。结合以上三种不同的激励方式,射频等 离子激励同样也具有较高的载波频率,且热效应显 著,其激励效应与us脉冲等离子体激励相似,但加载 在激励器两端的电压要低于µs脉冲电源。



Fig. 13 Lift coefficient variation at different carrier frequency ($V_{x}=20$ m/s)

3.5 功率对控制效果的影响

来流速度为20m/s时功率对激励效果的影响如图14所示,其中,占空比设置为20%,调制频率设置为1kHz,载波频率设置为460kHz。当功率为50W,80W,100W和120W时,最大升力系数分别增大5.38%,4.19%,2.84%和1.61%,而功率为30W时,未能起到抑制分离推迟失速的效果,只有在功率为50W时控制效果较好。在失速状态下,随着迎角的增大,射频等离子体激励对流场仍具有激励效果,从而减缓了升力系数的急剧下降。

功率过低,无法加速流场,电离的粒子能量较低,反而从流场中获得动量,使得升力系数值低于基 准状态下的升力系数值;当功率过高时,激励器两端 形成的电场强度强,电离产生的粒子定向性强但不 在作用区域,体积力控制效应不明显。同时大功率 条件下,瞬间释热效应显著,为流场注入了较高的热 量,促进了边界层的掺混,从而起到减缓失速效果。 在功率适当的情况下,通过DBD产生具有一定速度 的等离子体,形成小扰动,加速流场,同时由于射频 电源输出的正弦波频率高,热效应明显,通过热辐射 为流场注入了热量,加速流场中部分微小粒子的热 运动,失速翼型在体积力效应和"瞬间释热"效应的 共同作用下,气动性能得到改善,使得失速迎角推迟 了1°。

功率的大小反映了射频等离子体激励的强弱, 通过图14可知,功率并不是越大越好,即激励强度过 大,激励效果反而有所降低。



Fig. 14 Lift coefficient variation at different power (V_=20m/s)

3.6 来流速度对控制效果的影响

图 15 和图 16 分别是在来流速度为 30m/s 时激励 占空比和调制频率对 NACA 0015 翼型升力系数曲线 图。其中,激励参数的设置与来流为 20m/s 时一致。 如图 15 所示,在失速迎角下,不同占空比下的射频等 离子体激励均未能起到推迟失速的效果,但对于升 力系数的急剧下降能够起到减缓作用,在占空比为 20%时,减缓升力系数下降的能力最强,结合图11说 明20%占空比在不同来流速度下的激励效果相较于 其它占空比依旧显著。同时,图15并不能够说明当 来流速度为30m/s时,射频等离子激励未能起到推迟 失速的效果,在激励强度上值得进一步研究。



Fig. 15 Lift coefficient variation at different duty cycle $(V_{\infty}=30 \text{m/s})$

图 16 是流速为 30m/s 时不同调制频率下射频等 离子体激励的升力曲线,流速变大,失速条件下的流 场变得更加不稳定,它在失速条件下的特征频率发 生变化。相较于图 12,30m/s 流速下射频等离子体激 励的调制频率与流场特征频率的耦合性较高,且在 低频下 330Hz 和 500Hz 也能较大程度地减缓升力系 数急剧下降,这表明流场的特征频率变大,能够与相 匹配的低频激励耦合,产生加速流场的效果。此外, 射频等离子体激励在不同激励频率下未能起到抑制 失速分离、推迟失速迎角的作用,需要对激励的强度 进行深入研究。

在射频等离子体激励最佳激励状态下,分别对 比了不同来流速度所引起的控制效果。图17结果表 明,在20m/s低速状态下,射频等离子体激励能够提



Fig. 16 Lift coefficient variation at different modulation frequency (V_=30m/s)

高 NACA 0015 翼型升力,推迟失速。在 40m/s, 50m/s 来流速度,失速迎角为15°状态下,经过射频等离子 体激励后,升力系数分别提高了0.8%和1.6%,但激 励后均未能起到推迟失速的作用,这是因为风速增 大,超出了射频等离子体激励改善失速流场的有效 范围,激励所诱导流场的加速能力有限,提供给翼型 表面的分离涡再附的能量较低;这与射频等离子体 激励的强度密切相关,风速越高,边界层产生的分离 涡的能量比等离子体激励促进流场再附所注入的能 量越大,因而就越不易被控制。50m/s速度的升力系 数增大效果好于40m/s时的,这是由于速度越高,流 场的不稳定性越强,因而一个小扰动就能使得不稳 定流场产生变化,升力系数增大。可见,射频等离子 体激励诱导的流场的流速较低,激励产生的扰动对 改善低速条件下的流动分离效果显著;而在较高来 流速度条件下,沿翼型切向诱导的流场速度分量过 小,其对失速来流的加速作用弱,控制效果不明显。



Fig. 17 Lift coefficient variation before and after actuation at different freestream velocity

3.7 流动控制机理分析讨论

流场在体积力的作用下会被射频等离子体产生 的阳离子加速,局部小分离就能够被等离子体激励 所抑制住,当流场中出现大尺度分离涡,翼型上表面 流场极不稳定时,通过等离子体激励形成的体积力 效应可改善流场并提高在失速迎角下的气动性能。

通过热特性的测量,射频等离子体激励瞬间释 热能力高,温升效应明显,从而使得流场周围的空气 密度发生变化,形成了密度梯度,随之产生了由高压 向低压流动的射流。从而改善和促进流场加速,推 迟NACA 0015翼型失速特性。

此外,静止大气条件下射频等离子体激励的纹影实验表明,激励可使流场诱导出壁面射流,射流的强度与激励参数的选取密切相关,随着激励频率的增大,射频等离子体激励热效应增强,激励强度变

大,射流变强,热量沿着壁面射流传导出来,增大流 场中粒子热运动内能,加速失速流场抵抗边界层逆 压梯度的能力增强。因而,脉冲化射频等离子体激 励作为一种扰动,施加在边界层前缘处,促进边界层 提前失稳,加快主流与边界层流体的掺混,将主流动 量及热量引入分离边界层,使边界层加速并促进其 转捩,抑制流动分离,改善翼型气动性能。

综上所述,射频等离子激励诱导流场加速的作 用机理为体积力效应加速流场粒子、瞬间释热和诱 导壁面射流抵抗逆压梯度,抑制流动分离共同作用, 在流场中施加射频等离子体激励使得流场定向运动 加强,推迟失速,且激励效果在不同参数条件下随着 激励强度的增大而增强,超出最佳激励强度的阈值 后,激励效果显著减弱。

4 结 论

本文针对射频等离子体的激励特性测试和不同 参数条件下激励的测力实验,并结合激励特性进而 分析了射频等离子体流动控制的作用机理,得到以 下结论:

(1)射频等离子体激励具有体积力效应、瞬间释 热效应和诱导壁面射流效应。其中,体积力随着激 励器两端电压的升高而增大,对流场中的粒子进行 加速;瞬间释热效应以热传递的形式为流场注入热 量;壁面射流效应为流场提供动量和质量扰动来抵 抗边界层的逆压梯度。射频等离子体激励通过加速 边界层,诱导形成定向流场,促进主流与边界层的掺 混,从而抵抗边界层逆压梯度,抑制流动分离。

(2)来流速度为20m/s时,射频等离子激励能够将NACA 0015 翼型的失速迎角推迟1°,使最大升力系数增大6.43%。电源设置参数占空比、调制频率、载波频率和功率均存在使流动控制效果最好的最佳值,占空比对流场控制效果的影响最显著,最佳占空比、调制频率、载波频率和功率分别为20%,1kHz,460kHz和50W。将电源输出的高频正弦波按照最佳激励参数进行调制后,可以有效地控制失速流场,改善翼型表面的气动性能。

(3)射频等离子体激励载波频率高,热效应显著,但当载波频率达到阈值1MHz后,激励效果反而显著下降,流动控制效果减弱。

(4)在较大的失速迎角下,流场非定常性大且不 稳定,施加激励后,流场受到小扰动,翼型吸力面的 压力相较于未施加激励时的压力要低,达到了减缓 升力系数急剧下降的效果。 μs电源和ns电源都是正向电压激励,而射频电 源与ms电源类似,除了有正向电压,还存在负向电 压。正弦波负半周期的能量未被充分利用,因而不 能够完全发挥效能。下一步将对射频电源的负半周 期进行整流,使得激励强度增大一倍,研究连续半正 弦波正向电压射频等离子体激励的流动控制效果, 进一步把握射频等离子激励各设置参数之间的作用 规律。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 李应红. 航空等离子体动力学与技术的发展[J]. 航空 工程进展, 2011, 2(2): 127-132.
- [2] 李应红,梁 华,马清源,等.脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J].航空学报,2008,29(6):1429-1435.
- [3] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Plasma Actuators for Hingeless Aerodynamic Control of an Unmanned Air Vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (4): 1264-1274.
- [4] Chen C, Seele R, Wygnanski I. Flow Control on a Thick Airfoil Using Suction Compared to Blowing [J]. AIAA Journal, 2013, 51(6): 1462-1472.
- [5] 唐 进,李宇红,霍福鹏.振荡射流改善翼型气动性能的实验研究[J].工程热物理学报,2004,25(5): 765-768.
- [6] Hsiao F, Shyu J, Liu C. Control of Wall-Separated Flow by Internal Acoustic Excitation[J]. AIAA 89-0974.
- [7] 孙宗祥.等离子体减阻技术的研究进展[J].力学进展,2003,33(1):87-94.
- [8] 李应红,吴 云.等离子体流动控制技术研究进展
 [J].空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(3):
 1-5.
- [9] Sidorenko A A, Budovsky A D, Pushkarev A V, et al.
 Flight Testing of DBD Plasma Separation Control System
 [R]. AIAA 2008-373.
- [10] 程钰锋, 聂万胜, 车学科, 等. 电弧放电等离子体对 超声速边界层影响的数值模拟[J]. 宇航学报, 2012, 33(1): 27-32.
- [11] 李 洋,吴 云,宗豪华,等.三电极等离子体合成 射流的尖尖放电特性[J].高电压技术,2016,42(3): 828-835.
- [12] 王宏宇,李 军,金 迪,等.激波/边界层干扰对等 离子体合成射流的响应特性[J].物理学报,2017, (8):232-245.
- [13] Neretti G, Cristofolini A, Borghi C A, et al. Experimental Results in DBD Plasma Actuators for Air Flow Control
 [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2012, 40

(6): 1678-1687.

- [14] 魏 彪,梁 华,韩孟虎,等.等离子体气动激励抑 制机翼失速分离的实验[J].航空动力学报,2015,30 (8):1862-1868.
- [15] Benard N, Moreau E. Electrical and Mechanical Characteristics of Surface AC Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators Applied to Airflow Control[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55(11).
- [16] 魏 彪,梁 华,牛中国,等.三角翼微秒脉冲等离子体流动控制的试验研究[J].高电压技术,2016,42
 (3):782-789.
- [17] 梁 华,李应红,宋慧敏,等.等离子体气动激励诱导空气流动的 PIV 研究[J].实验流体力学,2011,25
 (4):22-25.
- [18] 赵光银,梁 华,李应红,等.纳秒脉冲等离子体激励控制小后掠三角翼低速绕流试验[J].航空学报,2015,36(7):2125-2132.
- [19] Little J, Takashima K, Nishihara M, et al. High Lift Airfoil Leading Edge Separation Control with Nanosecond Pulse Driven DBD Plasma Actuators [R]. AIAA 2010-4256.
- [20] Durasiewicz C, Singh A, Little J. A Comparative Flow Physics Study of ns-DBD vs AC-DBD Plasma Actuators for Transient Separation Control on a NACA 0012 Airfoil [R]. AIAA 2018-1061.
- [21] Wang Wei-long, Li Jun, Song Hui-min, et al. Thermal and Induced Flow Characteristics of Radio Frequency Surface Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuation at Atmospheric Pressure [J]. Chinese Physics B, 2017, 26 (1): 320-325.

- [22] Kotsonis M, Ghaemi S. Performance Improvement of Plasma Actuators Using Asymmetric High Voltage Waveforms [J]. Journal of Physics D Applied Physics, 2012, 45(4).
- [23] 王万波,黄 勇,黄宗波,等.介质阻挡放电等离子 体对NACA0015翼型流动控制的PIV实验研究[J].实 验流体力学,2012,26(2):1-5.
- [24] Jérôme Jolibois, Maxime Forte, Éric Moreau. Application of an AC Barrier Discharge Actuator to Control Airflow Separation above a NACA 0015 Airfoil: Optimization of the Actuation Location along the Chord [J]. Journal of Electrostatics, 2008, 66(9).
- [25] 宋慧敏,吴韦韦,崔 巍,等.射频放电等离子体气动激励特性的实验研究[J].高电压技术,2014,40
 (7).
- [26] Shi J J, Liu D W, Kong M G. Plasma Stability Control Using Dielectric Barriers in Radio-Frequency Atmospheric Pressure Glow Discharges[J]. Applied Physics Letters, 2006, 89(8).
- [27] 刘际伟,高晓敏,冯 敏.聚四氟乙烯射频等离子体 表面改性研究[J].表面技术,2004,33(1):65-66.
- [28] 侯国付,薛俊明,袁育杰,等.高压射频等离子体增 强化学气相沉积制备高效率硅薄膜电池的若干关键问 题研究[J].物理学报,2012,61(5).
- [29] 毛枚良,邓小刚,陈坚强.常气压辉光放电等离子体 控制翼型失速的数值模拟研究[J].空气动力学学报, 2008,26(3):334-338.
- [30] 宋慧敏,李应红,梁 华,等.μs脉冲等离子体气动 激励特性的实验研究[J]. 高电压技术,2009,35(7): 1672-1676.

(编辑:朱立影)