

飞行器绕流介质阻挡放电等离子体流动控制技术综述

张野平*, 侯银珠, 汪发亮

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 分析了正弦波激励及纳秒脉冲激励两种激励方式介质阻挡放电等离子体控制技术原理, 介绍了近年来该技术在分离控制、激波控制、附面层转捩控制等方面的相关研究进展及成果, 展望了该技术在未来飞行器发展中的应用。介质阻挡放电等离子体流动控制技术对现代飞机的气动设计可以提供参考。

关键词: 飞行器; 流动控制; 等离子体激励; 介质阻挡放电等离子

中图分类号: TB126 文献标志码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 06-0005-06

在飞行器设计之中, 部件气动设计具有不可忽视的重要性。流动控制措施利用流体间的相互作用, 通过改变局部流动达到控制宏观流动形态, 被广泛认为将成为未来飞行器设计的全新手段, 对解决气动设计问题具有积极意义。

等离子体流动控制是基于等离子体激励的新型流动控制措施, 等离子体是除固态、液态、气态之外物质的第 4 种形态, 由大量的离子、电子和未电离的中性粒子组成, 其运动显著地受电磁场力的支配, 同时在空气电离的过程中会表现出温度场和压力场的变化。等离子体流动控制利用等离子体在电磁场力作用下的运动或者空气电离时造成的流场性质改变来对流场施加可控扰动, 从而达到流动控制的目的。相比其他流动控制措施, 等离子体流动控制措施具有没有运动部件、响应时间短、激励频带宽等特点。

主要的等离子体激励可以归纳为辉光放电、电晕放电、电弧放电和介质阻挡放电 4 类。其中, 介质阻挡放电 (Bielectric Barrier Discharge, DBD) 是当前实验室中等离子体流动控制研究的热点方向。这里从介质阻挡放电等离子体控制技术原理出发, 结合其相关研究成果, 对等离子体流动控制在飞行器设计中的应用前景进行展望。

1 技术原理

DBD 等离子体激励主要有正弦波激励和纳秒脉冲激励两种。

图 1 所示为一简单的 DBD 等离子体激励器^[1]。

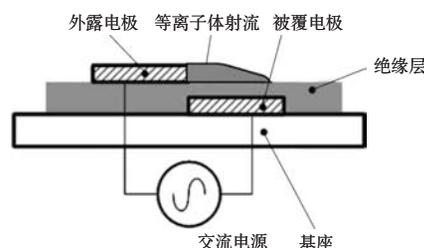


图 1 DBD 等离子体激励器示意
Fig.1 Schematic diagram of a DBD actuator

正弦波 DBD 等离子体激励器由电极和绝缘材料层两个关键部分构成, 两个电极被绝缘层隔离开来, 一个电极裸露在空气中, 另一个则埋在绝缘材料中。在大多数情况下, 两个电极的位置相对绝缘层是非对称的。当有足够高的电压信号施加于电极之上时, DBD 现象发生同时绝缘层上表面附近的气体被击穿电离。带电离子在电场库仑力的作用下发生运动并且和气体中性粒子发生碰撞产生动量和能量交换, 从而形成自裸露电极指向埋藏电极的气流加速运动。

收稿日期: 2016-01-21; 退修日期: 2016-03-24; 录用日期: 2016-04-20

* 通讯作者. Tel.: 029-86832602 E-mail: natakoo@163.com

引用格式: ZHANG Yeping, HOU Yinzhu, WANG Faliang. Brief introduction of DBD plasma flow control in aircraft design [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (06): 05-10. 张野平, 侯银珠, 汪发亮. 飞行器绕流介质阻挡放电等离子体流动控制技术综述 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (06): 05-10.

Thomas^[1]认为等离子体的生成向裸露电极附近的流体施加了一个体积力,因此,等离子体的形成所导致的气动力效果可以通过向描述流体运动的 $N-S$ 方程中添加一个力矢量项 f 来进行描述。

$$f = \rho_c E \quad (1)$$

式中: ρ_c 为电荷密度, E 则代表电场。

不同的体积力(体积力的大小和方向)可以通过改变电场情况(电压大小、电极位置等)来得到。但需要注意的是虽然在正、负周期中电压超过一定阈值都会导致气体电离,但是文献[2]通过试验研究发现了在正、负周期中的放电特性不尽相同,而且所诱导的体积力和动量交换也有明显差别。这说明放电过程的非正常效应非常显著。

正弦波 DBD 等离子体激励非常适合实验室规模的流动控制措施研究,实验设备简单,激励施加易行。但是由于正弦波 DBD 等离子体激励本身诱导的气流速度有限,如仅靠诱导气流的“动力效应”对实际条件下使用的飞行器来说控制能力非常有限,因此,越来越多的研究人员开始关注纳秒脉冲 DBD 等离子体激励。

当使用纳秒级的脉冲信号作为激励信号激发等离子体驱动器时(电流幅值峰值可达到数安培),驱动器对于流场的影响将表现出与使用正弦波信号进行激励时截然不同的特点。在脉冲放电后非常短暂的时间内(纳秒级)会在电极附近诱导产生压缩波,甚至在放电强度足够大的情况下会产生超声速压缩波^[3],并且在脉冲信号的上升和下降周期

会各产生一次压缩波。压缩波的强度主要由电压幅值和脉冲上升时间决定^[4]。在十几毫秒之后压缩波开始相互干涉。由于关于纳秒脉冲 DBD 等离子体激励的相关研究才开展数年,其控制机理未能全面明确,只能通过目前的研究工作中窥视。纳秒脉冲 DBD 等离子体激励在极短的时间内使电极快速升温,通过诱导压缩波和其他流体结构(如漩涡等)来对流场施加影响,甚至可以认为在放电期间电极附近发生了微型爆炸。

2 研究现状

2.1 分离控制

(1) 正弦波等离子体激励

Benard 等人^[5]在 NACA0015 翼型吸力侧前缘附近布置 DBD 等离子体激励器,通过粒子图像测速(PIV)来观察、测量有无激励措施情况下模型的气动力特性,结果表明,在实验条件下(风速 20m/s,雷诺数 260000),通过等离子体激励可以有效地控制流动分离。同时观察到漩涡从模型前缘处以某一特定频率脱离并随时间沿自由剪切层方向增长。图 2 显示了模型在迎角 16° 失速后施加激励导致的流场变化^[5]。图 3 展示了采用不同归一化频率得到的翼型附近的时均速度场和湍流强度,其中归一化频率 1.5 时的流动控制效果最佳^[5]。前缘处定常连续的等离子体激励加强了原本已经存在于自然来流中的相关结构。而采用非正常的等离子体激励可以以更低的能耗得到更好控制效果。

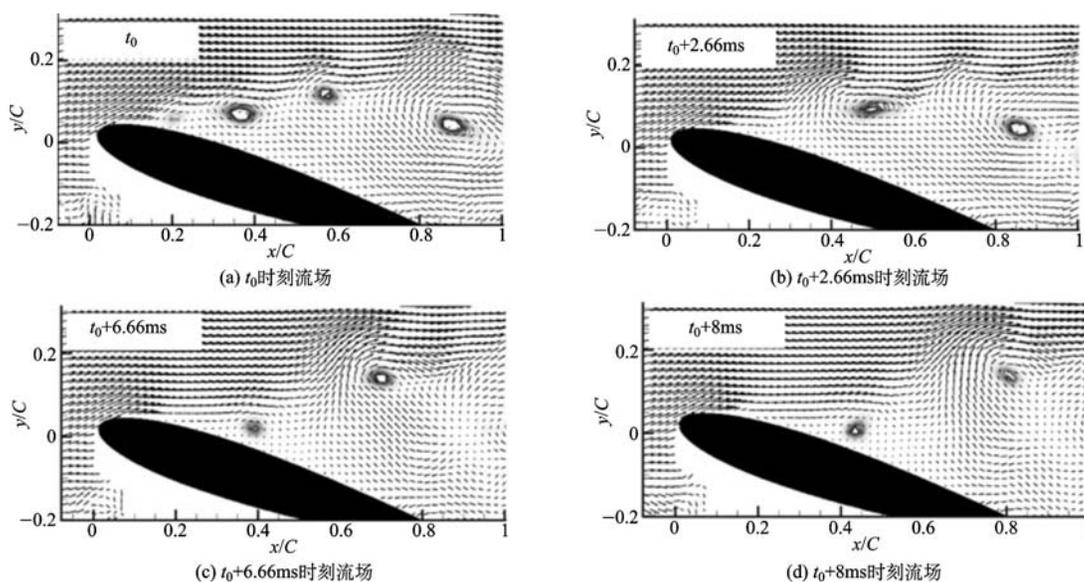


图 2 DBD 等离子体激励对翼型抗流速度矢量的影响

Fig. 2 Impact of DBD actuator on vector velocity field around airfoil

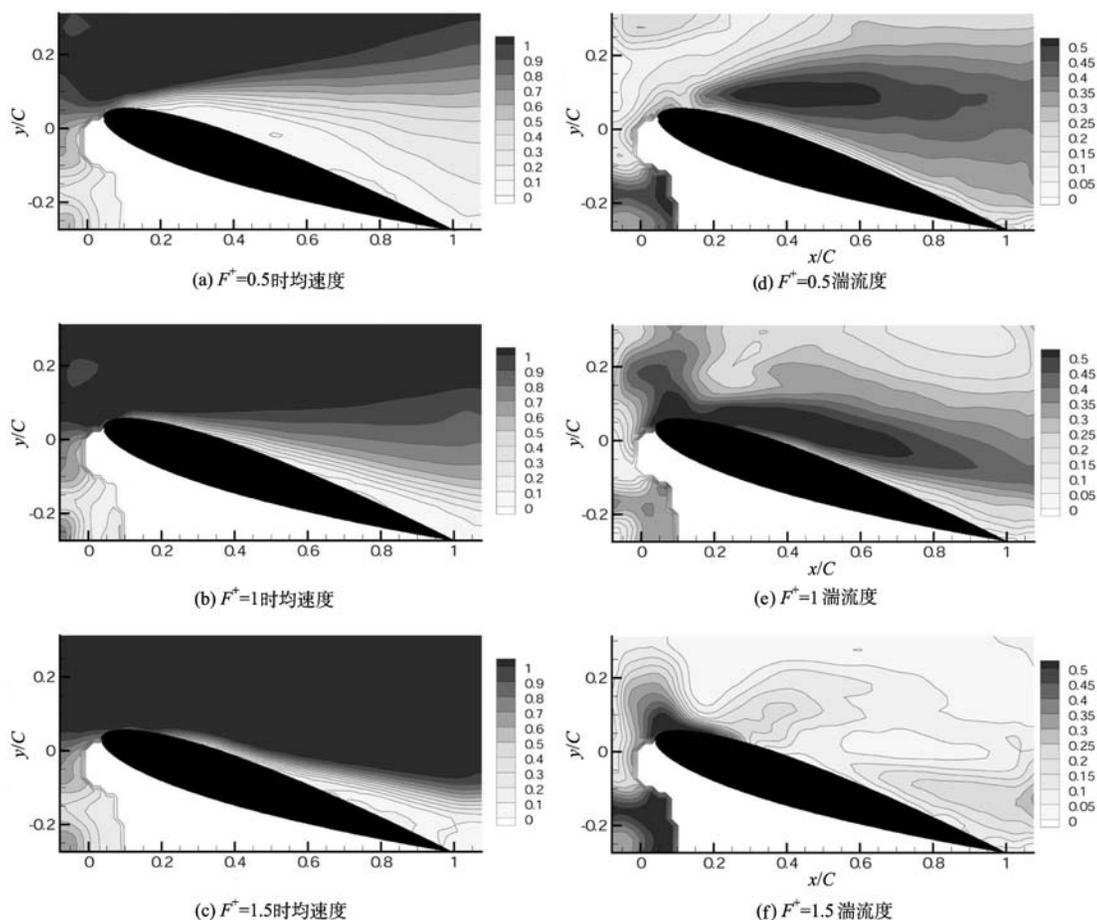


图3 不同激励频率下的时均速度场和湍流度比较

Fig.3 Time-averaged velocity norm and turbulent intensity for unsteady actuation at $F^+ = 0.5, 1$ and 1.5

Corke 使用前缘正弦波 DBD 等离子体激励控制 NACA0015 翼型流动分离,推迟翼型失速的实验非常成功^[6]。文献 [7] 表明使用定常和非定常激励可以使失速迎角分别增大 4° 和 9° ,效果非常可观。最理想的结果由斯特劳哈尔数为 1 得到,能够通过少于 2W 的功率输入得到近 340% 的升阻比增量。Corke 还使用定常/非定常正弦波 DBD 等离子体激励开/闭环控制技术来实现振荡翼型的流动控制。不同的措施组合均表现出良好的控制效果,非定常正弦波 DBD 等离子体激励闭环控制技术的控制措施最为突出,只通过迎角反馈有选择性地某些振荡周期中加入激励,不仅降低了能耗,更能最大限度地增加升力并防止突发的翼型失速^[8]。

在低速条件下,等离子体激励具有抑制流动分离、提高升阻比的良好性能。但需要注意的是上述两个研究正弦波 DBD 等离子体激励推迟翼型流动分离的团队采用的实验风速均远远小于飞行器的飞行速度,这是由于正弦波 DBD 等离子体激励诱导的气流速度有限所造成的。

(2) 纳秒脉冲等离子体激励

李应红^[9]等在风洞中对 Ma 为 0.6,迎角为 16.5° 的 RAE2822 翼型前缘施加纳秒脉冲 DBD 等离子体激励实现抑制分离,翼型升力系数增加 26.7%,而阻力系数降低 9.6%。不仅如此,还成功对三维飞翼构型在 Ma 为 0.4、迎角为 24° 下实现流动分离抑制,使得升力系数增加约 15%。

Starikovskii^[10]等人对纳秒脉冲等离子体激励流动控制进行了大速度范围 (Ma 0.05~0.85) 的试验研究,其中对控制翼型流动分离研究最为深入。试验结果表明,纳秒脉冲等离子体在试验风速范围内对翼型绕流的流动分离现象都具有良好的控制作用。同时,研究指出纳秒脉冲放电对流场的影响与脉冲频率和脉冲能量有关,但其中脉冲频率相对来说更加重要,因此,使得通过施加较小能耗 (0.2W/cm) 的脉冲信号实现在较大风速下 (110m/s) 对气流分离的有效控制成为可能。通过对跨声速来流 (Ma 0.6~0.74) 的翼型 (C-141 翼型) 试验研究给出了施加纳秒脉冲等离子体激励后翼型表面压力分布的变化情况来考察流动分离控制情况。

图4为 $0.74Ma$ (总压 $1atm$) 有无激励翼型表面压力分布对比图。

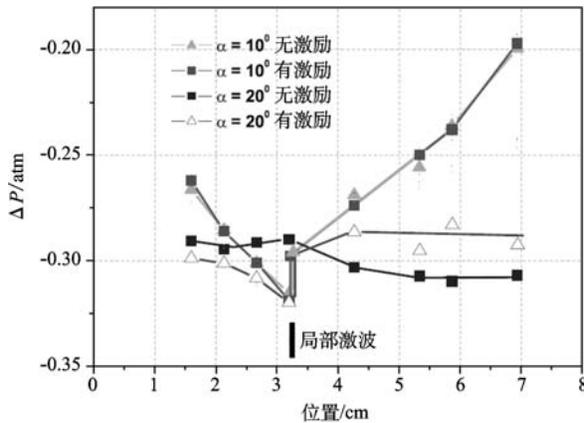


图4 有无激励模型表面压力分布对比

Fig.4 Comparison of pressure distribution between actuator on and off

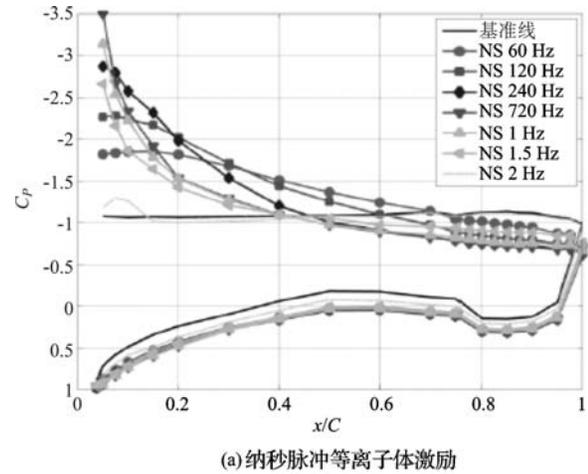
从图4可以看出,在失速迎角前施加激励对压力分布情况影响不大,但是在失速迎角后,施加激励使得翼型绕流分离情况减弱,翼型前部流动重新附体。除此之外,还通过试验对施加激励后翼型尾流中的压力脉动进行了测量,结果显示激励施加后高频压力脉动幅值明显降低,有利于气动噪声的降低。

Jesse 等人^[11]对相近能耗 ($1W/cm$) 的纳秒脉冲等离子体激励和正弦波等离子体激励在来流风速高达 $62m/s$ ($Re=1 \times 10^6$) 下的流动分离控制效果进行了对比。图5为在 NASA-EET 翼型前缘布置等离子体驱动器,分别采用正弦波信号和纳秒脉冲信号激励 ($Re=0.75 \times 10^6, \alpha=16^\circ$) 的翼型压力分布对比^[11]。从图5可以看出在相同的试验条件和构型下纳秒脉冲等离子体激励明显能够更有效地抑制翼型绕流分离,增加负压峰值。这表明纳秒脉冲等离子体激励并不依靠动量注入来实现流动控制,而是依靠瞬间热扰动诱导流动相关结构进行流动控制,能够在高速来流的情况下体现控制优势。

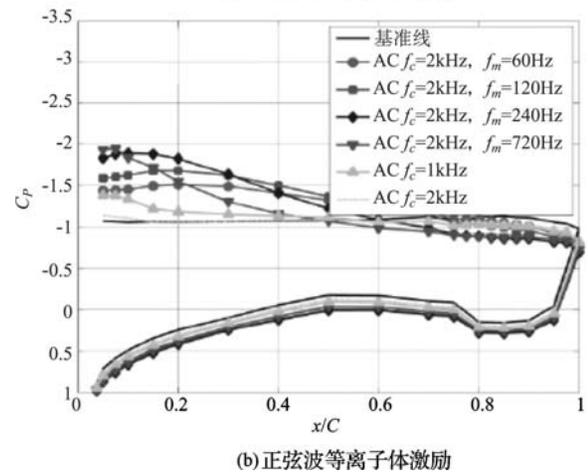
2.2 激波控制

飞行器在跨、超声速飞行时空气压缩性导致的激波现象将明显改变飞行器的气动性能和动力学特性,如何减弱激波强度、调控激波系对于减小阻力、改善飞行器性能具有重要意义。等离子体激波减阻的研究主要源于在试验中发现飞行球体的脱体激波的特征以及激波传递的速度在等离子体中表现出与在大气中不同的特性^[12],现在学者广泛认可的等离子体激波减阻机理是等离子体的化学效应和热效应。

有研究表明,空气温度上升至千 K 量级时具有与等离子体类似的减阻效果^[13]。



(a) 纳秒脉冲等离子体激励



(b) 正弦波等离子体激励

图5 两种 DBD 等离子体激励对翼型压力分布的影响

Fig.5 Influences of tow types of DBD actuator on the pressure distribution of airfoil

可将纳秒脉冲等离子体激励用于钝体头部激波的控制,主要原理是利用气体电离产生的快速温升来诱导压缩波,从而对钝体前部的弓形激波产生强烈扰动。Nishihara 等人通过试验对该效应进行了研究。通过单脉冲和准连续模态阐述流动控制效果,利用压缩波和弓形激波的相互干扰有效地增加了弓形激波的脱体距离(最大增加 25%),同时观察到流动控制效果是非定常的,与放电频率相关。试验中的能耗为 $7mJ$ 每个脉冲信号周期^[14]。

2.3 附面层转捩控制

飞行器在低速至跨声速段飞行时,表面摩擦阻力占据了全部阻力的半数以上,如能推迟飞行器绕流从层流向湍流的转捩过程,将大大减小飞行器的摩擦阻力。利用等离子体

激励实现转捩控制的流动控制思路是新近出现的研究方向,其中有很多难题,例如,激励电极自身几何尺寸对层流的影响、横流流动和等离子体气体激励之间的相互作用机理等亟需解决。

通过施加流向体积力改变附面层内速度型,可以有效抑制 T-S 波以及层流附面层中的条带,最多可以抑制扰动能量的 25%^[15]。Corke 通过实验发现,在超声速条件下,附面层横流模态对等离子体气动激励十分敏感,来流速度 3.5Ma 的情况下,转捩雷诺数增加 25%~40%^[16]。这些理论研究奠定了利用等离子体激励抑制流动转捩的基础。

同时 Tropea 的团队在飞行试验中利用 DBD 等离子体实现了流动转捩的抑制。针对滑翔机自然层流翼型设计了基于等离子体激励的流动控制装置,安装于滑翔机机翼的前缘吸力面,同时采用闭环控制回路,采集大气信息,确保在不同的大气环境中可以得到类似的流动控制效果。滑翔机的飞行速度为 38m/s,通过等离子体激励诱导流向气流加速,从而抑制 T-S 波增长,在激励功率 54.4W/m 时,实现了 3% 弦长层流段的增长^[17]。

3 应用展望

DBD 等离子体流动控制的本质是等离子体气体激励和流动的非定常耦合。尽管等离子体激励流动控制是一种新型的流动控制技术,但究其本身还是利用改变局部流场的物理或者化学特性来达到流动控制的目的。控制对象也和其他流动控制技术一致,无疑在其未来的应用当中要结合控制对象和其他控制技术的情况来对等离子体激励流动控制应用进行量身定制。

目前,除了文中总结的 DBD 等离子体激励流动控制在飞行器机体设计中的应用方向外,其他可能的应用领域呈现出从控制外流到控制内流,从高雷诺数应用到低雷诺数应用的趋势。对于前者,压气机叶片绕流的控制、气动噪声的抑制以及降低弯管流动导致的流场畸变等都是非常重要的应用方向,同时纳秒脉冲等离子体激励还有望应用于燃烧室点火助燃方面。对于后者,微小型扑翼飞行器翼面绕流控制、高空螺旋桨绕流控制以及低速微小型飞行器直接力控制等方面有望成为等离子体流动控制的全新应用领域。

但需要注意的是 DBD 等离子体激励流动控制措施还有许多需要解决的关键问题,例如,在现有 DBD 等离子体激励器的结构布局和激励条件下,提高诱导气流速度存在瓶颈;等离子体激励与附面层转捩、激波/附面层干扰等复杂

流动的相互耦合机理尚不完全明确等一系列问题。除此之外,还要认识到等离子体流动控制措施真正走向应用还要仔细权衡气动收益和能耗之间的关系;解决其安全性、可靠性以及维护性等问题;处理好等离子体激励带来的设备兼容性和电磁兼容性问题等一系列工程考量。

4 结束语

DBD 等离子体激励作为众多等离子体激励方法中的一种有效地实现了流动控制作用,相比其他主动流动控制措施具有响应快、激励频带宽等优势,目前已成为国内外流动控制技术研究的热点方向,在改善飞行器气动性能方面有良好的应用前景。抑制流动分离方面的应用研究较为深入,而近年来的研究热点逐渐从正弦波激励过渡到纳秒脉冲等离子体激励;可控来流速度范围进一步拓展;减弱高超声速激波和推迟附面层转捩方面同样得到了大量关注,但是减弱激波要求能耗较大,推迟转捩控制机理不够明确,需要更大的研究投入。现阶段实验室内的研究工作已经成熟,在某些技术点上具备了逐步开展原理性飞行验证的条件,而对于未来 DBD 等离子体激励的应用来说,尚有大量工作需要进行。 

参考文献

- [1] Thomas F O, Corke T C, Muhammad I, et al. Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control[J]. AIAA Journal, 2009, 47 (9) : 2169-2178.
- [2] Enloe C L, Font G I, Mclaughlin T E, et al. Surface potential and longitudinal electric field measurements in the aerodynamic plasma actuator[J]. AIAA Journal, 2008, 46 (11) : 2730-2740.
- [3] Starikovskii A Y, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. SDBD plasma actuator with nanosecond pulse-periodic discharge[J]. Plasma Sources Science Technology, 2009, 18 (3) : 510-514.
- [4] Benard N, Zouzou N, Claverie A, et al. Optical visualization and electrical characterization of fast-rising pulsed dielectric barrier discharge for airflow control applications[J]. Journal of Applied Physics, 2012, 111 (3) : 033303.
- [5] Benard N, Moreau E. On the vortex dynamic of airflow reattachment forced by a single non-thermal plasma discharge actuator[J]. Flow Turbulence & Combustion, 2011, 87 (1) : 1-31.
- [6] Post M L, Corke T C. Separation control using plasma actuators;

- dynamic stall vortex control on oscillating airfoil[J]. AIAA Journal, 2006, 44 (12): 3125-3135.
- [7] Corke T C, Post M L, Overview of plasma flow control: concepts, optimization and applications[R]. AIAA-2005-563. Reston; AIAA, 2005.
- [8] Patel M P, Zak H S, Corke T C, et al. Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (2): 516-527.
- [9] Yun W, Yinghong L, Hua L, et al. Nanosecond pulsed discharge plasma actuation: characteristics and flow control performance[R]. AIAA-2014-2118. Reston; AIAA, 2014.
- [10] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulse periodic discharge[C]// Gas Discharges and Their Applications, 2008. GD 2008. 17th International Conference on. IEEE, 2008; 510-514.
- [11] Little J, Takashima K, Nishihara M, et al. High lift airfoil leading edge separation control with nanosecond pulse driven DBD plasma actuators[J]. AIAA-2010-4256. Reston; AIAA, 2010.
- [12] Bedin A P, Mishin G I. Ballistic studies of the aerodynamic drag on a sphere in ionized air[J]. Technical Physics Letters, 1995, 21 (1): 5-7.
- [13] Shang J S. Plasma injection for hypersonic blunt-body drag reduction[J]. AIAA Journal, 2002, 40 (6): 1178-1186.
- [14] Nishihara M, Takashima K, Rich J W, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge[J]. Physics of Fluids, 2011, 23 (6): 2656-2657.
- [15] Kotsonis M, Giepmans R, Hulshoff S, et al. Numerical study of the control of tollmien-schlichting waves using plasma actuators[J]. AIAA Journal, 2013, 51 (10): 2353-2364.
- [16] Schuele C Y, Corke T C, Matlis E. Control of stationary cross-flow modes in a mach 3.5 boundary layer using patterned passive and active roughness[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 718 (3): 5-38.
- [17] Duchmann A, Simon B, Tropea C, et al. Dielectric barrier discharge plasma actuators for in-flight transition delay[J]. AIAA Journal, 2014, 52 (2): 358-367.

作者简介

张野平(1984—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 计算流体力学和空气动力学。

Tel: 029-86832602

E-mail: natakoo@163.com

侯银珠(1984—) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 计算流体力学和空气动力学。

汪发亮(1984—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 计算流体力学和空气动力学。

Brief Introduction of DBD Plasma Flow Control in Aircraft Design

ZHANG Yeping*, HOU Yinzhu, WANG Faliang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: This article focuses on the research progress about DBD plasma actuation in recent years, both sinusoidal and nanosecond actuation were included, starting with introduction of mechanisms of the technique, summarized application research that aims at aircraft design. After that, future application development of this technology was prospected as well. DBD plasma flow control technology can be a promising field for aircraft design in the future.

Key Words: aircraft ; flow control ; plasma actuation; DBD

Received: 2016-01-21; Revised: 2016-03-24; Accepted: 2016-04-20

*Corresponding author. Tel. : 029-86832602 E-mail: natakoo@163.com