

Viper Jet 无人机等离子体流动控制飞行验证

杨鹤森, 梁 华[✉], 魏 彪, 贺启坤, 贾宇豪, 宋国正

(空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 西安, 710038)

摘要 以往的地面风洞实验研究表明等离子体流动控制具有极大的实用价值。为探索等离子体流动控制应用的关键技术,开展了低速无人机等离子体流动控制飞行验证研究。首先,设计了无人机试飞实验系统和试飞方案,据此进行激励特性测试和地面风洞实验,测试了毫秒脉冲等离子体激励的放电特性,在风洞中验证了毫秒脉冲等离子体流动控制对 Viper Jet 无人机失速分离的控制效果。然后,进行了 Viper Jet 无人机等离子体流动控制飞行验证,结果表明 AC-DBD 激励能有效减小飞机起飞与降落滑跑距离。

关键词 无人机;等离子体流动控制;毫秒脉冲;流动分离

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.06.003

中图分类号 V211.7 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)05-0015-08

Flight tests of Plasma Flow Control for Viper Jet UAV

YANG Hesun, LIANG Hua[✉], WEI Biao, HE Qikun, JIA Yuhao, SONG Guozheng

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

Abstract: It is of interest to study the plasma flow control on the ground wind tunnels. In order to explore the key technology of plasma flow control in application, the flight verification research on low speed UAV plasma flow control is carried out. Firstly, both these UAV test flight test system and the flight test plan are designed. On these grounds, the excitation characteristics test and the ground wind tunnel experimental study are carried out. The discharge characteristics of the plasma excitation are tested, and the harmonic pulse flow control to the Viper Jet UAV stall separation is verified in the wind tunnel. Then, the Viper Jet UAV plasma flow control flight verification is carried out. The results show that the AC-DBD actuation can effectively reduce the take-off distance and the landing distance for Viper Jet UAV.

Key words: UAV; plasma flow control; millisecond pulse; flow separation

优良的空气动力特性和动力装置是飞行器在性能上跨越新高度的必要保证。国内外专家认为,主动流动控制对于解决关键气动问题具有非常重要的作用,将成为未来新型飞行器/发动机气动设计的新手段^[1-4]。

等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的新兴主动流动控制技术^[5-9]。2009 年,以等离子体流动控制技术为代表的主动流动控制技术被美国航空航天学会(AIAA)列为 10 项航空航天前沿技术中的第 5 项^[10]。国内外有关专家认为,主动流动控

收稿日期: 2019-11-07

基金项目: 国家数值风洞工程项目(NNW 2018-ZT3B08)

作者简介: 杨鹤森(1996—),男,山东德州人,硕士生,主要从事等离子体流动控制研究。E-mail: yanghesen96@126.com

通信作者: 梁 华(1981—),男,湖北公安人,副教授,主要从事等离子体流动控制与防除冰研究。E-mail: lianghua82702@126.com

引用格式: 杨鹤森,梁华,魏彪,等. Viper Jet 无人机等离子体流动控制飞行验证[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(6): 15-22.
YANG Hesun, LIANG Hua, WEI Biao, et al. Flight tests of Plasma Flow Control for Viper Jet UAV[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(6): 15-22.

制技术是 21 世纪最具发展潜力的航空前沿技术之一,将成为未来新型军用飞行器气动设计中的关键方法和手段^[11-12]。

自 Roth 首次应用“单气压均匀辉光放电表面等离子体”进行附面层分离控制以来^[13],国内外进行了大量采用介质阻挡放电(Dielectric Barrier Discharge, DBD)方式进行流动控制的研究^[14-30]。由交流高压驱动的 DBD 被称为 AC-DBD(Alternating Current Dielectric Barrier Discharge)^[17-22]。在 30 m/s 的来流速度下,采用 AC-DBD 激励,可以将 NACA 0015 翼型的失速迎角提高 7°^[20]。由纳秒脉冲驱动的 DBD 激励器被称为 NS-DBD(Nanosecond Pulse Dielectric Barrier Discharge)。NS-DBD 可以将功率集中在几纳秒到几十纳秒内,使附面层局部快速加热^[25],在 0.74Ma 时仍具有良好的流动控制效果^[23-30]。AC-DBD 和 NS-DBD 的流动控制效果^[23]和全局流动响应^[28]相似,但两者孰优孰劣的问题仍然存在,NS-DBD 起作用的来流速度上限更高(0.74Ma),但会产生严重的电磁干扰(EMI),实际飞行中可能使计算机、伺服电机和飞行控制系统等设备失效,造成严重后果。

进入 21 世纪以来,国内外采用 AC-DBD 进行了一系列的飞行试验。2008 年, Sidorenko 首次将 AC-DBD 应用于实际飞行,但流动控制的结果不够明显^[31]。2009 年, Grundman 通过统计方法比较了无人机在等离子体激励前后的失速速度,表明 AC-DBD 能有效减小平均失速速度,验证了 AC-DBD 的控制效果^[32]。2014 年, Friedrichs 搭建了 PFC(Plasma Flow Control)飞行测试平台,详细介绍了测试过程,但没有给出飞行试验结果^[33]。2016 年,张鑫采用 AC-DBD 进行了无人机飞行验证,记录并分析了滚转角的变化和机翼前缘的静压^[34-35],从 2 方面验证了 AC-DBD 的流动控制效果。

此前, PFC 飞行试验中的来流速度都在 20 m/s 左右,且飞行高度较低,与实际飞行情况差距较大。在飞行试验中,只采用定性结果或初步定量结果来显示 PFC 的流动控制效果。在实际应用前,需要在更高更快的条件下获得更全面和更定量的飞行试验数据,并验证 AC-DBD 在实际飞行中的可行性与稳定性。

为探索等离子体流动控制应用的关键技术(如电源小型化、激励器工作的可靠性、电源与负载的匹配、飞行参数测试和激励系统的控制等),本文首先开展等离子体激励特性测试并在风洞实验中验证了 AC-DBD 激励的流动控制效果,然后搭建小型化毫秒脉冲等离子体电源系统,同时设计机载测试系统,

综合记录飞行姿态、机翼压力数据和翼面丝线图像,进行了低速无人机等离子体流动控制飞行验证方案研究,将 AC-DBD 激励应用于 Viper Jet 无人机上,分析其实际应用效果。

1 实验系统

1.1 无人机模型

在充分调研和论证的基础上,最终选择了 Viper Jet 模型机,该飞机机翼后掠角小(小于 20°)、根梢比小(小于 2),且机翼后缘线与机身垂直,机翼表面的流动相对简单,与平直翼类似,非常适合进行等离子体流动控制实验。Viper Jet 模型机长 1.95 m,翼展 2.15 m,采用小型涡喷发动机作为动力源,最大飞行速度为 250 km/h(约 70 m/s),航时为 40 min,最大载重可达 8 kg,机舱可用于装置的空间约为 20 cm×20 cm×30 cm(如图 1 所示)。



(a) 模型整机

(b) 无人机机舱

图 1 Viper Jet 无人机及机舱实物图

1.2 等离子体激励系统

选择了 Ozone Power 等离子体电源,电源重 350 g,尺寸为 11 cm×5 cm×4 cm,电源输入为 24 V 直流,输出电压 5~8 kV,频率为 15 kHz,功率 150 W,等离子体电源及其在机舱内的布置见图 2。



(a) 等离子体电源

(b) 电源在机舱内的布置

图 2 等离子体电源及其在机舱内的布置图

采用锂电池组给等离子体电源供 24 V 直流电压,每组锂电池的尺寸为 8 cm×6 cm×4 cm,重量为 850 g。

为保证飞机两侧机翼的升力一样,激励采用两侧机翼同时激励,避免单侧激励引起升力差造成飞机的滚转;同时为减轻数据采集系统的质量,只在单侧机翼的上下翼面开设测压孔,以捕捉表面压力数据,上下翼面各布置了 8 个测压孔,分别位于弦向位置的 2%、5%、10%、15%、20%、30%、40%、50%、60%、70%;测压孔的布置带来的两侧机翼的质量差

在后面机舱内布置记载实验设备时,进行适当的配平。激励器敷设在机翼前缘,如图 3 所示。



图 3 激励器在机翼上的布置

高压电极宽 3 mm,低压电极宽 6 mm,绝缘介质采用聚酰亚胺,厚度为 0.13 mm,可耐受 15 kV 的电压,机翼前缘上敷设的激励器长度为 750 mm,裸露电极前缘距离机翼前缘的垂直距离为 5 mm,激励器诱导气流方向为沿绝缘介质表面由高压电极指向低压电极,其具体参数如图 4 和表 1 所示。

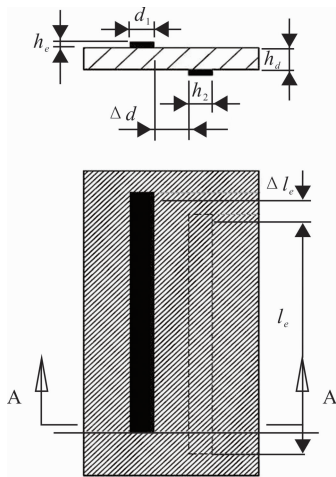


图 4 等离子体激励器结构图

表 1 等离子体气动激励器的主要几何参数

主要参数	几何数值
电极长度 l_e /mm	750
电极偏置长度 Δl_e /mm	15
上表面电极宽度 d_1 /mm	3
下表面电极宽度 d_2 /mm	6
电极组内间距 Δd /mm	0
电极厚度 h_e /mm	0.065
绝缘介质介电常数 ϵ_r	3.5

1.3 测控系统

采用离线压力测试系统测量飞行过程中翼型表面的压力分布,采用微型摄像头记录机翼表面丝线的流动状态。

1.3.1 压力测试系统

压力传感器:选用 16 个 Kulite 静态传感器,量程 ± 30 kPa,测量精度优于 0.05%F.S.。

数据记录器:采用西安派德电子科技股份有限

公司生产的离线数据记录器,采样频率为 500 kHz,精度为 12 位,幅度 0~5 V,放大倍数为 186 倍,工作温度 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}\sim+70\text{ }^{\circ}\text{C}$,存储容量为 1 G;数据记录器的输入电源为 12 V,采用电池供电,电池的质量为 400 g。

1.3.2 壁面丝线

采用的壁面丝线技术显示翼面上的流动特征(主要判断机翼表面的流动是否分离),丝线的材料为普通纱线,丝线直径 0.15 mm,长度 50 mm,采用胶带纸黏接。

1.3.3 视频监控系统

采用微型摄像头捕捉机翼表面丝线的流动状况,通过录像的方法记录流动的变化情况,该系统质量为 300 kg。

1.3.4 飞机操控地面站

为了增大飞机的操控距离,架设简易地面站,通过增大无线电的发射功率可将飞机的操控距离提高到 5 km,在地面操作人员的操作下,可实现飞行过程中无人机的起飞、巡航、降落等姿态控制,实现无人机上等离子体电源和压力测控系统、视频监控等系统的打开和关闭。

2 结果与讨论

2.1 等离子体激励特性测试

首先,在地面上进行了等离子体气动激励的放电特性测试,飞机机翼上的激励器的放电图像如图 5 所示,可见选用的等离子体电源可产生稳定的等离子体气动激励,并可长时间稳定放电,且不会影响飞机操控系统的正常工作。图 6 是激励器敷设在无人机上后的放电电压-电流测量结果图,可见采用 Ozone Power 等离子体电源的放电电压约为 6 kV(单峰值),放电的最大放电电流为 0.1 A,经测试最大诱导速度为 4.6 m/s,与采用 CTP-2000K 毫秒脉冲等离子体电源给激励器供电时基本相同,根据机翼等离子体流动控制的风洞实验结果,预期在飞行实验中可在飞机飞行速度不超过 216 km/h(60 m/s)时,有效抑制飞机机翼大攻角下的流动分离。



图 5 激励器放电图像

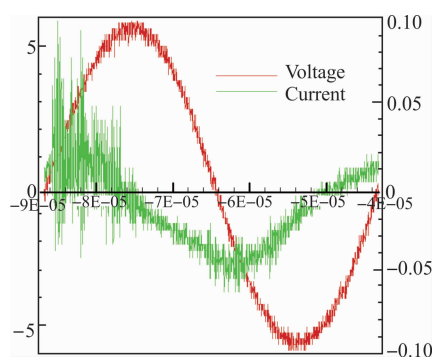


图6 放电电压-电流测量结果

其次,对 AC-DBD 的体积力特性进行测试。实验中,由于电子分析天平尺寸限制,激励器长度定为 10 cm。测试时,采用激光水平仪对激励器与天平测试托盘的位置进行校准,使二者都与水平面平行,激励器高压电极在下,低压电极在上,使激励器放电时形成竖直向上的射流,推动激励器向下压托盘,通过测量射流对激励器形成的反作用力来衡量 AC-DBD 所产生的体积力。

当电压峰-峰值约为 10 kV,激励频率 $f=8$ kHz 时,单位长度下的体积力约为 7.5 mN/m。

2.2 等离子体流动控制风洞实验

2.2.1 翼型基准特性测试

在来流速度 $v=30$ m/s 条件下对未施加激励的基准流场进行测试,各迎角下翼型表面压力分布如图 7 所示,图中 x 为测压点弦向位置, p 为模型表面相对静压。由图可见,由于模型为 NACA 0015 对称翼型,当迎角 $\alpha=0^\circ$ 时,翼型上下表面压力重合,随着迎角逐渐增大,翼型上下表面压力差不断增大,前缘吸力峰值不断上升,当 $\alpha=12^\circ$ 时,吸力峰值达到最大,最大值为 -1.75 kPa。当迎角大于 12° 时,翼型吸力峰值消失,吸力面压力值基本不变,在 -0.3 kPa 附近波动,压力分布呈现一个平台,表明此时模型吸力面附面层完全分离。机翼附面层分离使飞机升力减小,阻力增大,危害飞行性能。

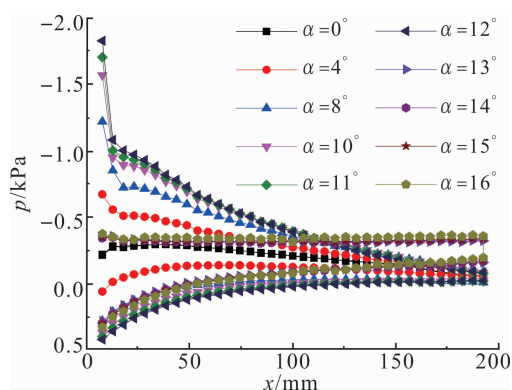
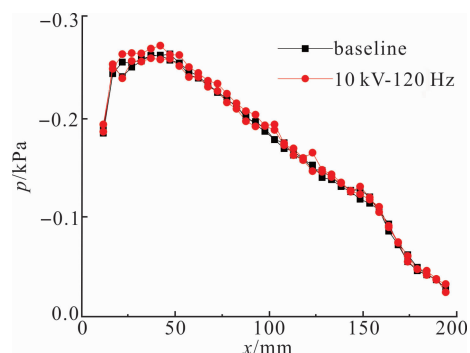
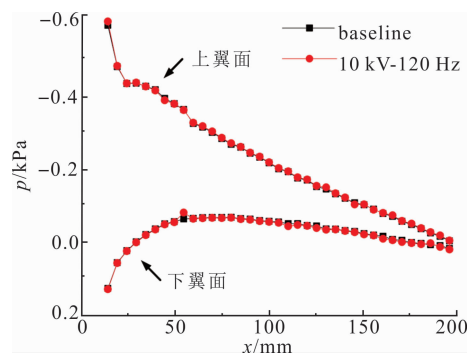
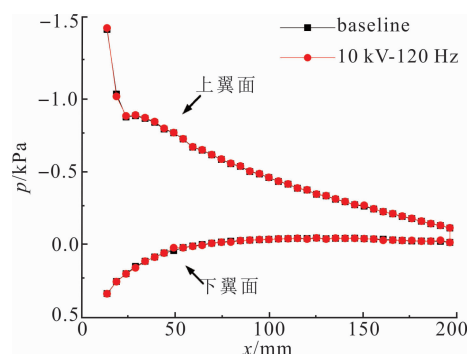


图7 基准状态不同迎角下翼型表面压力分布

2.2.2 流动控制效果测试

保持来流速度 $v=30$ m/s,在翼型各个迎角下施加等离子体激励,激励电压峰与峰值差 $U_p - p = 10$ kV,激励频率 $f=120$ Hz,激励前后翼面压力分布如图 8 所示,不同迎角下,激励前后吸力面前缘第一压力测量点的静压 p_1 如图 9 所示。由图可见,AC-DBD 激励将 NACA0015 翼型失速迎角增大 4° ,经过计算翼型最大升力系数增加 4.9%。当迎角较小时($\alpha < 12^\circ$),机翼表面未出现明显的附面层分离,施加激励前后翼型表面压力分布基本不变,表明未出现流动分离时,激励对翼型气动特性没有影响;当 $\alpha > 12^\circ$ 时,翼型吸力面呈现压力平台,出现明显的流动分离,施加激励后,压力平台消失,吸力峰值重现,附面层分离得到抑制,迎角越大,激励所诱导的吸力峰值越小,表明迎角越大,附面层分离越严重,激励抑制附面层分离的效果减弱。

(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=4^\circ$ (c) $\alpha=8^\circ$

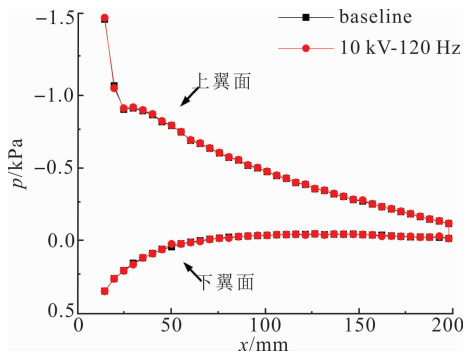
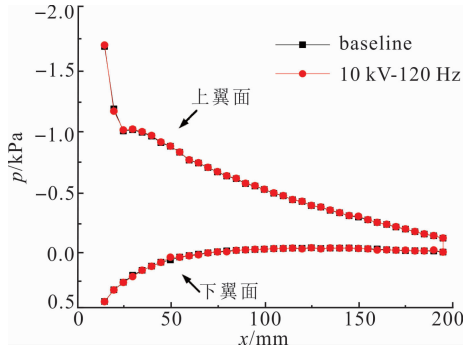
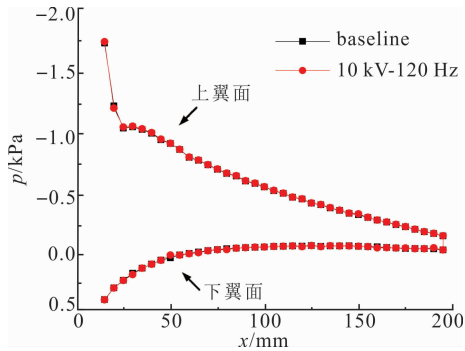
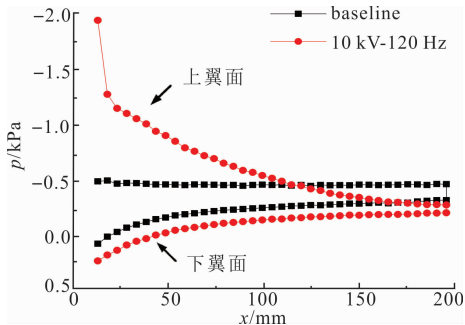
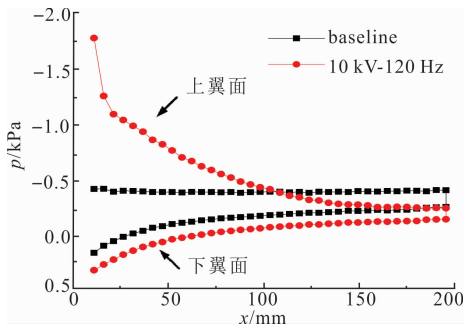
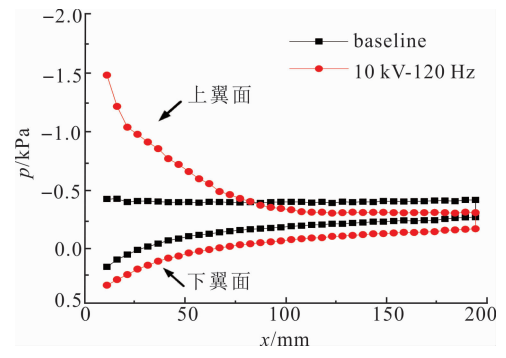
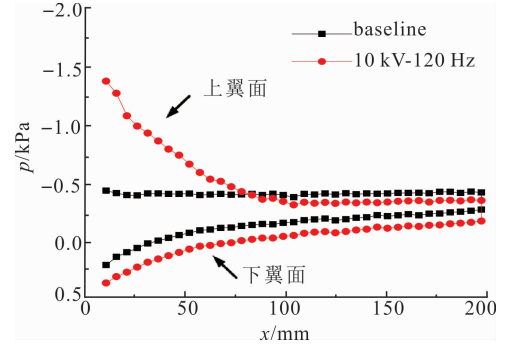
(d) $\alpha = 10^\circ$ (e) $\alpha = 11^\circ$ (f) $\alpha = 12^\circ$ (g) $\alpha = 13^\circ$ (h) $\alpha = 14^\circ$ (i) $\alpha = 15^\circ$ (j) $\alpha = 16^\circ$

图 8 不同迎角下激励前后压力分布

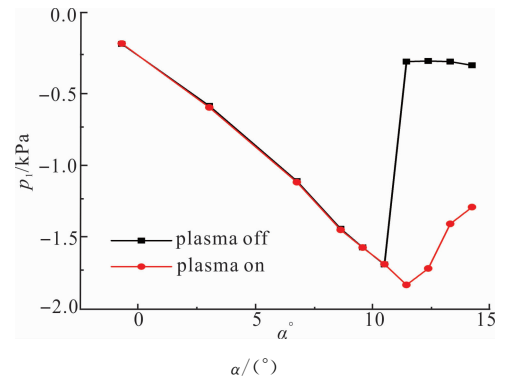


图 9 不同迎角下激励前后吸力峰值变化

2.3 等离子体流动控制飞行实验

在等离子体激励特性测试以及流动控制风洞实验的基础上,设计无人机试飞方案,进行等离子体流动控制无人机飞行试验。

2.3.1 飞行实验计划

目前进行了等离子体放电对飞机控制系统、数据采集系统的影响以及在地面的放电控制,数据采集,图像存储,飞行控制等一系列测试,并进行了无人机的 CFD 仿真,根据无人机起飞、着陆等阶段的流场状况,有针对性地布置了激励器,开展相应的飞行实验。

实验在陕西某机场进行。飞行计划见表 2。

在起飞和着陆状态下,在实验中实时记录压力数据和丝线录像后,测量并记录相应的起飞距离(滑跑距离和上升前进距离)和着陆距离(滑跑距离和空

中距离)。其中着陆状态下激励器的敷设正向表示激励器诱导气流方向与飞行方向相同,反向则表示二者相反。

表 2 飞行实验详细计划

飞行状态	激励器布置	基准实验	控制后实验	数据记录
起飞	机翼前缘	关激励	正向激励	测量记录各个实验状态激励前后的压力数据并存储壁面丝线录像
降落	机翼前缘 (正向敷设、反向敷设)	关激励	正向激励 反向激励	

2.3.2 飞行实验结果

飞行实验结果表明,通过在起飞阶段(如图 10 所示)开启机翼前缘等离子体气动激励器,可有效抑制机翼表面再起飞阶段机头抬起,攻角增大产生的流动分离,从而增大机翼的升力,促进飞机迅速爬升离地,有效减小飞机的起飞滑跑距离。通过对 10 次起飞的滑跑距离进行统计,结果如图 11 所示,表明在机翼前缘施加的 AC-DBD 激励可将平均起飞滑跑距离由控制之前的 45.9 m 缩短至控制之后的 33 m。



图 10 无人机起飞滑跑

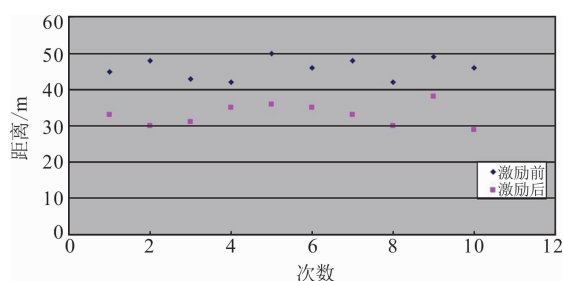


图 11 起飞滑跑距离变化情况

通过对比在飞机机翼前缘布置的正向和反向等离子体气动激励的控制效果,发现反向激励在着陆状态下取得了较好的效果,可使飞机降落阶段阻力增大,飞行速度降低。同时研究了其对飞机降落距离的影响,通过对反向激励前后 10 次降落滑跑距离的统计,结果表明(见图 13),机翼前缘上布置反向加速的 AC-DBD 激励可使飞机降落时的平均滑跑距离由 65.4 m 降至 52.8 m。这表明,等离子体流动控制可有效减小飞机的降落滑跑距离。



图 12 无人机降落减速滑行

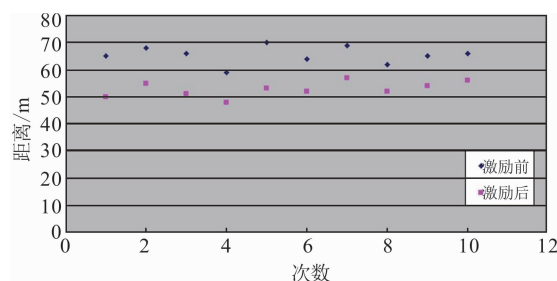


图 13 降落滑跑距离的变化情况

3 结论

1)激励特性测试结果显示,由 Ozone Power 等离子体电源驱动的 AC-DBD 激励在放电峰-峰值电压约为 6 kV、最大放电电流为 0.1 A 时,最大诱导射流速度为 4.6 m/s。

2)翼型毫秒脉冲等离子体流动控制实验表明,AC-DBD 激励能有效抑制 NACA 0015 翼型吸力面附面层分离,使前缘吸力峰值增大,将翼型失速迎角推迟 4° ,使最大升力系数增加 4.9%,为后续验证 AC-DBD 激励在实际飞行中的可行性和有效性奠定了基础。

3)通过搭建小型化毫秒脉冲等离子体电源系统和飞行方案设计,等离子体流动控制 Viper Jet 无人机飞行试验成功开展。结果表明,AC-DBD 等离子体激励在实际飞行中对无人机的起飞着陆性能改善明显。

4)经过多次飞行验证发现,起飞状态下,机翼前缘 AC-DBD 激励能有效减小飞机起飞滑跑距离,增大升力,推迟失速;在着陆时,施加在机翼前缘的反向激励可使飞机降落阶段阻力增大,飞行速度降低,有效减小飞机的降落滑跑距离。

通过这些结论,AC-DBD 激励的实际应用能力在不同的角度下得到了全面的验证。在后续的飞行实验中将采用具体型号的无人机,继续提高飞行速度与飞行高度,完善等离子体激励系统,并验证等离子体激励器作为环量控制装置的效果。

参考文献(References):

- [1] ANDERSON J D. Fundamental of Aerodynamics [M]. New York: McGraw Hill Book Company, 2014: 381-398.
- [2] GREENBLATT D, WYGNANSKI I J. The Control of Flow Separation by Periodic Excitation [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(7): 487-545.
- [3] GADELHAK M. Separation Control: Review[J]. Asme Transactions Journal of Fluids Engineering 1991, 113(1): 5-30.
- [4] LIN J C. Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-layer Separation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(4/5): 389-420.
- [5] CORKE T C, ENLOE C L, WILKINSON S P. Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2010, 42(1): 505-529.
- [6] ROTH J R, SHERMAN D M, WILKINSON S P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma[Z]. AIAA 98-0328.
- [7] 高国强, 颜馨, 彭开晟, 等. 等离子体流动技术在列车减阻应用上的初步研究[J]. 电工技术学报, 2019, 34(4): 855-862.
GAO G Q, YAN X, PENG K S, et al. Primary Research on Drag Reduction of Train Based on Plasma Flow [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2019, 34(4): 855-862. (in Chinese)
- [8] 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇, 等. 等离子体激励器诱导射流的湍流特性研究[J]. 力学学报, 2018, 50(4): 74-84.
ZHANG X, HUANG Y, YANG P Y, et al. Investigation on the Turbulent Characteristics of the Jet Induced by a Plasma Actuator[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2018, 50(4): 776-786. (in Chinese)
- [9] 孙洁, 杨明霞, 邱夷平. 射频驱动常压射流等离子体的发展应用[J]. 纺织高校基础科学学报, 2015, 28(3): 353-360.
SUN J, YANG M X, QIU Y P. Development of RF-driven Atmospheric Pressure Plasma Jet Technology [J]. Basic Sciences Journal of Textile Universities, 2015, 28(3): 353-360. (in Chinese)
- [10] LI Y H, WU Y, LI J. Review of the Investigation on Plasma Flow Control in China[J]. International Journal of Flow Control, 2012, 4(1/2): 1-17.
- [11] ROTH J R, SHERMAN D M, WILKINSON S P. Electro-Hydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma[J]. AIAA Journal 2015, 38(7): 1166-1172.
- [12] WANG J J, CHOI K S, FENG L H, et al. Recent Developments in DBD Plasma Flow Control[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 62(4): 52-78.
- [13] ROTH J, SHERMAN D, WILKINSON S. Boundary Layer Flow Control with a one Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma [C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1998: 0328.
- [14] ZHAO G Y, LI Y H, LIANG H, et al. Control of Vortex on a Non-Slender Delta Wing by a Nanosecond Pulse Surface Dielectric Barrier Discharge[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(1): 1-9.
- [15] 张晴, 李茹, 桑田, 等. 介质阻挡放电等离子体协同催化处理甲苯废气[J]. 西安工程大学学报, 2018, 32(5): 537-543.
ZHANG Q, LI R, SANG T, et al. Decomposition of Toluene Waste Gas by Dielectric Barrier Discharge Plasma Coupled with Catalyst[J]. Journal of Xi'an Polytechnic University, 2018, 32(5): 537-543. (in Chinese)
- [16] ZHAO G Y, LI Y H, HUA W Z, et al. Experimental Study of Flow Control on Delta Wings with Different Sweep Angles Using Pulsed Nanosecond DBD Plasma Actuators[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(11): 1966-1974.
- [17] 化为卓, 李应红, 牛中国, 等. 低速三角翼纳秒脉冲等离子体激励实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2331-2339.
HUA W Z, LI Y H, NIU Z G, et al. Nanosecond Pulsed Plasma Actuation Experiment of Low-Speed Delta Wing [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2331-2339. (in Chinese)
- [18] BENARD N, PONS-PRATS J, PERIAUX J, et al. Turbulent Separated Shear Flow Control by Surface Plasma Actuator: Experimental Optimization by Genetic Algorithm Approach[J]. Experiments in Fluids 2016, 57(2): 1-17.
- [19] GREENBLATT D, KASTANTIN Y, NAYERI C N, et al. Delta Wing Flow Control Using Dielectric Barrier Discharge Actuators [J]. AIAA Journal 2008, 46(6): 1554-1560.
- [20] YANG L, LI J, CAI J, et al. Lift Augment Based on Flap Deflection with Dielectric Barrier Discharge Plasma Flow Control over Multi-Element Airfoils [J]. Journal of Fluid Engineering 2016, 138(3): 365-372.
- [21] KELLEY C L, BOWLES P O, COONEY J. Leading Edge Separation Control Using Alternating-current and Nanosecond Pulse Plasma Actuator [J].

- AIAA Journal, 2014, 52(9): 1871-1884.
- [22] HE C, CORKE T C, PATEL M P. Plasma Flaps and Slats: An Application of Weakly Ionized Plasma Actuators[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 864-873.
- [23] ROUPASSOV D V, NIKIPELOV A A, NUDNOVA M M, et al. Flow Separation Control by Plasma Actuator with Nanosecond Pulsed-Periodic Discharge[J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 168-185.
- [24] LITTLE J, TAKASHIMA K, NISHIHARA M, et al. Separation Control with Nanosecond-Pulse-Driven Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators[J]. AIAA Journal, 2012, 50(2): 350-365.
- [25] LITTLE J, TAKASHIMA K, NISHIHARA M, et al. High Lift Airfoil Leading Edge Separation Control with Nanosecond Pulse DBD Plasma Actuators[C]//5th Flow Control Conference, Chicago, Illinois. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [26] RETHMEL C, LITTLE J, TAKASHIMA K, et al. Flow Separation Control over an Airfoil with Nanosecond Pulse Driven DBD Plasma Actuators[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [27] HAN M H, LI J, LIANG H, et al. Experimental Investigation on Aerodynamic Control of a Wing with Distributed Plasma Actuators[J]. Plasma Science and Technology, 2015, 17(6): 502-509.
- [28] ZHAO G Y, LI Y H, LIANG H, et al. Phenomenological Modeling of Nanosecond Pulsed Surface Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuation for Flow Control[J]. Acta Physical Sinica, 2015, 64(1): 15101.
- [29] 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.
- WEI B, LIANG H, NIU Z G, et al. Experimental Study on Flow Control of Delta Wing Microsecond Pulsed Plasma [J]. High-Voltage Technology, 2016, 42(3): 782-789. (in Chinese)
- [30] DURASIEWICZ C, SINGH A, LITTLE J C. A Comparative Flow Physics Study of Ns-DBD Vs Ac-DBD Plasma Actuators for Transient Separation Control on a NACA 0012 Airfoil[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [31] SIDORENKO A, BUDOVSKY A, PUSHKAREV A, et al. A Comparative Flight Testing of DBD Plasma Separation Control System[J]. AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2006: 479-486.
- [32] GRUNDMANN S, FREY M, TROPEA C. Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with Plasma Actuators for Separation Control[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [33] FRIEDRICHS W. Unmanned Aerial Vehicle for Flow Control Experiments with Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators[D]. Darmstadt: Technical University of Darmstadt, 2014.
- [34] 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇, 等. 等离子体无人机失速分离控制飞行试验[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 120-127. ZHANG X, HUANG Y, YANG P Y, et al. Flight Test of Flow Separation Control Using Plasma UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 120-127. (in Chinese)
- [35] 徐圣良. 一种无人战斗机飞行轨迹的跟踪方法[J]. 西安工程大学学报, 2016, 30(4): 464-470. XU S L. A Flight Path Tracking Method for Unmanned Combat Aircraft[J]. Journal of Xi'an Polytechnic University, 2016, 30(4): 464-470. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)