

等离子体气动激励抑制机翼失速分离的实验

魏彪, 梁华, 韩孟虎, 化为卓

(空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038)

摘 要: 进行了等离子体气动激励抑制机翼失速分离的风洞实验,研究了等离子体气动激励频率、电压、占空比和激励位置等对流动控制效果的影响.研究表明:在来流速度 35 m/s 时,等离子体气动激励可以有效地抑制机翼大攻角下吸力面的流动分离,将机翼临界失速迎角由 17° 提高到 19° ;施加激励后,机翼最大升力系数提高了 9.45%,阻力系数减小 20.9%;激励频率在 200 Hz 时,控制效果最好,对应的量纲一激励频率为 1;迎角越大,流动分离越严重,需要更大的激励电压才能够有效抑制流动分离;最佳激励位置在流动分离起始点的前缘;在流动控制效果相当时,减小占空比可以降低能耗.

关 键 词: 等离子体激励; 介质阻挡放电; 流动控制; 失速分离; 机翼

中图分类号: V232

文献标志码: A

Experiment on wing stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation

WEI Biao, LIANG Hua, HAN Meng-hu, HUA Wei-zhuo

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,

Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Wind tunnel experimental investigation on wing stall separation suppression was performed and the influence of pulse frequency, voltage, duty cycle and actuation position on flow control effect was analyzed. The results showed that, at the free-stream velocity of 35m/s, the flow separation on the suction side of the wing under large angle of attack was suppressed effectively and the critical stall angle of attack increased from 17° to 19° . The maximum lift coefficient increased by 9.45% with a drag reduction of 20.9%. Experimental results demonstrate that control effect is best when frequency is 200Hz and the corresponding dimensionless actuation frequency is 1. Larger voltage is needed with the increase of the angle of attack because the 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 decreasing the duty cycle at the same control effect.

Key words: plasma actuation; dielectric barrier discharge; flow control; stall separation; wing

随着航空科技的不断发展,各种机翼、翼型以及气动布局层出不穷.然而,减阻、增升是永恒不

变的主题.所以,飞行器飞行过程中的流动控制就显得至关重要.如何使飞行器低耗高效,获得最优

收稿日期:2014-09-31

基金项目:国家自然科学基金(51207169,51276197);陕西省自然科学基金(2011JQ7022)

作者简介:魏彪(1991—),男,陕西西安人,硕士生,主要从事等离子体流动控制技术研究.

越的飞行状态、最良好的飞行参数,越来越受到航空领域研究者的关注。

流动分离是影响飞机升阻特性的重要因素,会使得飞机升力减小、阻力增大,能否有效地控制流动分离对飞机减阻增升等具有重要意义。可预见的时间里,战斗机设计要求更大迎角,甚至无限制迎角,飞机的起飞着陆,大迎角机动等受到流动分离的严重制约。这就要求采取一定有效的手段,实现对流动分离的有效控制,研究并掌握流动分离规律及其控制规律,以满足飞机的设计要求。

流动分离控制技术分为被动流动控制和主动流动控制。被动控制是通过被动流动装置来改变流场环境,这种控制方式一般是预定好的,一旦实际情况偏离设计状态,就无法获得最佳控制效果^[1],灵活性不够好。主动流动控制是通过机械装置、射流、声学、热力学、电磁等手段对流场局部施加扰动,进而进行动态控制,改变流动特性,利用局部气流扰动改变全局流动特性。国内外专家公认主动流动控制技术将成为21世纪航空航天领域重大突破性技术之一。但是,许多传统的主动流动控制技术存在结构复杂、激励强度低以及作用频带窄等限制主动流动控制技术发展的突出问题。在这种情况下,基于等离子体气动激励的等离子体流动控制技术作为全新高效的主动控制手段^[2]应运而生。

等离子体流动控制技术主要利用气体放电产生压力、温度变化以及等离子体在电磁场作用下的运动,对流场施加动态可控局部扰动。其具有结构简单、无运动部件、响应迅速、频带宽等优点^[3],解决了传统技术不能实现的难题,成为最有希望广泛应用的主动流动控制技术之一。其中,介质阻挡放电(DBD)等离子体流动控制是典型的低速等离子体流动控制方式^[4]。

近年来,美国在等离子体激励技术在大迎角下的流动分离控制方面取得了一些成效^[5-7];实验研究表明^[8],在翼型表面布置等离子体气动激励器能够有效地减弱甚至消除流动分离,推迟失速,减缓失速过程;俄罗斯对等离子体流动控制技术在抑制翼型失速分离等方面也开展了大量的工作,并取得许多成果^[9-11];国内也开展了大量的等离子体流动控制的实验研究和仿真工作,并取得一定成果^[12-17]。以梁华等^[15-16,18]、薛帮猛和杨永^[19]、徐长群等^[20]为代表的很多研究者都采用过NACA0015翼型进行DBD气动激励研究,且取得了不少研究成果。然而之前的工作主要针对的

是翼型,其表面流动是相当简单的二维流动,针对机翼的研究基本没有。机翼表面流动由于存在展向流动,所以流动存在明显的三维性,比翼型表面的流动要更复杂,所以利用等离子体气动激励控制机翼表面出现的三维流动分离有许多亟需研究的问题。为此,本文针对后掠角为 15° 的机翼,进行了等离子体流动控制的风洞实验,并详细研究了各激励参数对控制效果的影响。

1 实验系统

1.1 风洞介绍

实验在空军工程大学低速回流风洞中进行。该风洞速度范围 $0\sim 75\text{ m/s}$,实验段紊流度 $\leq 0.2\%$,空间点气流偏角 $|\Delta\alpha|\leq 0.5^\circ$ 、动压场系数 $|\mu|\leq 0.5\%$ 、轴向静压梯度 $\leq 0.005/\text{m}$ 、动压稳定性系数 $\eta\leq 0.005$,系统角度驱动精度优于 0.1% 。流场品质达到国军标先进指标。

1.2 实验模型及激励器模型

实验机翼模型选择后掠角 15° 的NACA0015翼型剖面的机翼。机翼弦长 c 为 200 mm ,翼展 L 长为 450 mm ,材料为有机玻璃,如图1。



图1 实验模型

Fig. 1 Experimental model

实验采用的DBD激励器模型是典型的非对称布局形式,结构示意图如图2所示。激励器采用Kapton作为绝缘介质,铜箔为电极,其长度可以根据实际情况进行调整;高、低压电极的宽度分别为 $W_h=3\text{ mm}$ 、 $W_l=5\text{ mm}$,中间间隙为零;Kapton胶带介电常数为3.5,单层厚度为 0.065 mm ;实

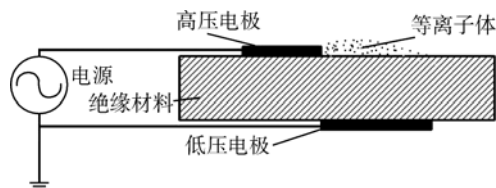


图2 典型的等离子体激励布局形式

Fig. 2 Typical plasma actuator layout form

验过程中,绝缘介质选用 Kapton 胶带,厚度约为 0.2 mm,耐压值为 15 kV. 激励器以粘贴的方式布置在实验模型上.

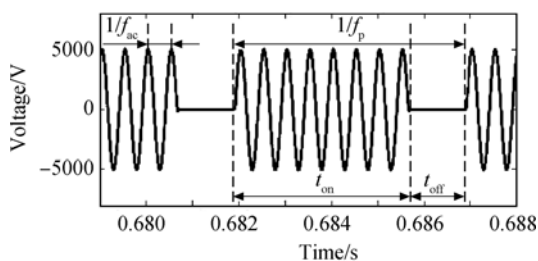
1.3 实验仪器

1.3.1 毫秒脉冲电源

CTP-2000 K 毫秒脉冲等离子体电源:输入为 0~220 V, 50 Hz 的交流电,输出波形为正弦波,输出电压 0~30 kV 连续可调,放电频率为 6~40 kHz 连续可调,脉冲频率为 10~1 000 Hz 连续可调,占空比 1%~100% 可调,电源功率为 1 000 W,电源及其电压信号如图 3 所示. 采用毫秒脉冲电源,配合等离子体气动激励器,可以产生非定常的毫秒脉冲等离子体气动激励.



(a) 电源实物



(b) 某占空比下的电压信号

图 3 电源及电压信号

Fig. 3 Power and voltage signal

1.3.2 六分量测力天平与角度调节机构

天平的测量准确度为 0.4%~0.5%,测量精度为 0.1%~0.2%. 天平量程见表 1,满足国家军用标准 GJB 1061《低速风洞与高速风洞测力实验精度指标》规定的指标.

表 1 天平量程

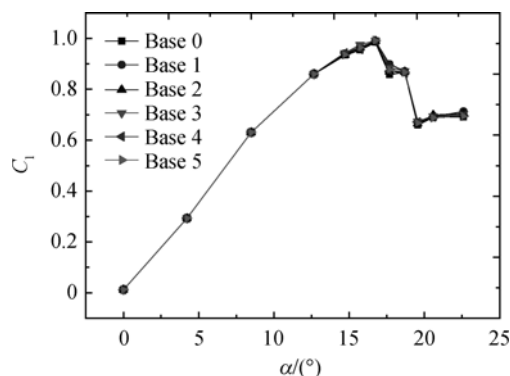
Table 1 Scales range of balance

方向	设计载荷/N
X	100
Y	450
Z	150

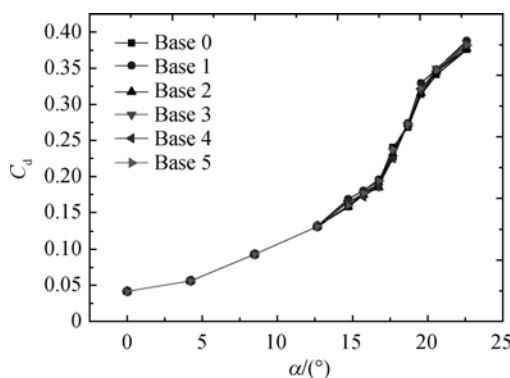
2 实验结果与分析

2.1 稳定性测量实验

固定风速 $U=35$ m/s,稳定性测量结果如图 4 所示,从机翼模型基准实验曲线上可以看出,实验曲线比较光滑,没有明显的跳点,说明测力天平及采集系统测量精度高;同时,通过比较,发现升力系数曲线和阻力系数曲线 6 次测量重合度很好,表明该测量系统具有较好的稳定性.



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 4 升力系数和阻力系数曲线

Fig. 4 Lift coefficient and drag coefficient curves

2.2 机翼正前缘不同激励参数对升阻力系数的影响

主要研究了几种激励频率、激励电压、占空比对激励效果的影响,激励器布置在前缘上翼面距机翼最前缘 3 mm,约为弦长的 2%,激励器长为 400 mm,如图 5 所示.

不同激励频率下的实验结果如图 6 所示,对比升、阻力系数图,可以清楚地看到,小迎角范围内,阻力系数基本不变,略有上升,由于小迎角下机翼阻力来源主要是摩擦阻力,可以推测毫秒脉冲激励促进层流向紊流的转换,从而增加摩擦阻

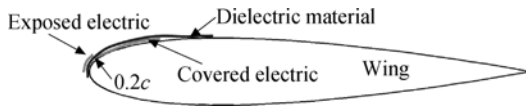
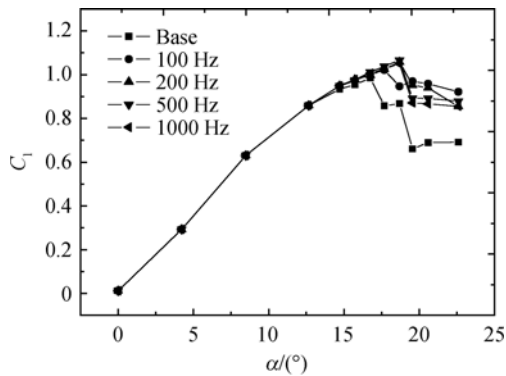
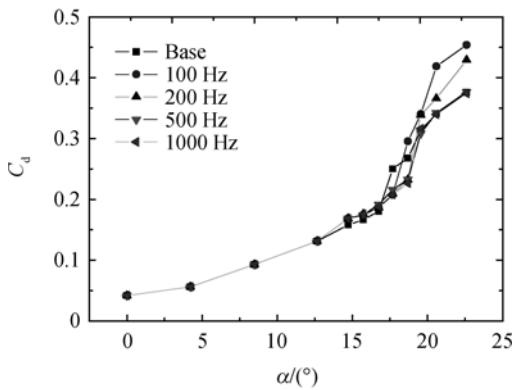


图5 激励器位置图

Fig. 5 Position of actuator



(a) 对升力系数的影响



(b) 对阻力系数的影响

图6 激励频率的影响(10 kV, DC 30%)

Fig. 6 Influence of actuation frequency

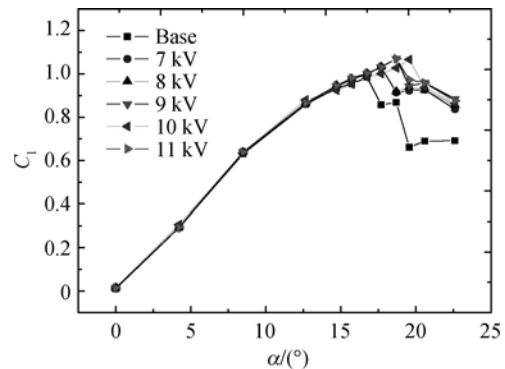
(10 kV, DC 30%)

力;在无激励态时,升力系数随着迎角的增加而增大,当迎角达到 17° 时,机翼前缘出现流动分离,开始失速,升力系数突降,阻力系数突增。施加不同频率等离子体激励后,激励器向附面层注入新的能量,促进附面层与主流区的掺混,诱导附面层加速,提高附面层抵抗逆压梯度的能力,流动分离得到较好抑制,升力系数、失速迎角均有不同程度的增加,阻力系数较无激励态下降;其中,200 Hz时为最优,该频率与流场绕流频率耦合,有效控制流动分离,对应量纲一激励频率为 $F^+ = f \times L/U = 1$;相比于无激励态,失速迎角增加 2° ,最大升力系数增加7.4%,阻力系数降低16.4%。当迎角超过 19° 时,升力系数下降较缓,阻力系数增大。这是由于流动分离更加剧烈,只能抑制部分流动

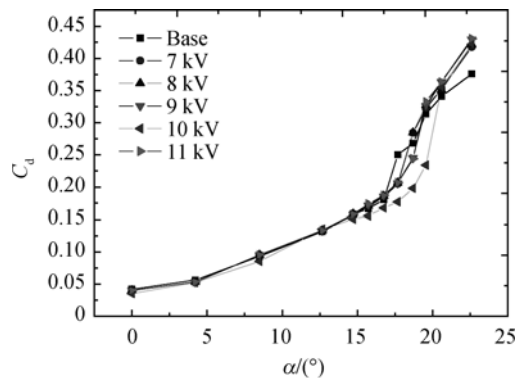
分离,机翼吸力面再次出现局部分离,使得升力系数缓降,同时伴随着诱导阻力降低,但由于此时压差阻力上升明显,总体导致阻力系数增大。

激励电压影响的实验结果如图7所示,由激励电压影响图可以看出,在 17° 之前,机翼吸力面没有出现流动分离,施加激励与否对升力系数基本没有影响。失速之后,随着激励电压的增大,升力系数变化较大。如图8所示,激励电压分别为7,8,9,10,11 kV时,对应最大升力系数升高分别为4.7%,4.8%,8.7%,8.6%,8.7%。激励电压为7,8 kV时,最大升力系数增加量基本不变,流动分离部分抑制;激励电压为9,10,11 kV时,激励强度更大,最大升力系数较7,8 kV明显增大,但相互之间变化较小,此时流动分离得到完全抑制。综上所述,说明激励电压存在阈值为9 kV,且阈值电压之前,增大激励电压可以增强激励效果;超过阈值电压后,继续增大激励电压对激励效果影响不大。10 kV时最好,失速迎角增加 2° 。最大升力系数增加8.6%,阻力系数降低20.9%。

占空比影响的实验结果如图9所示,从占空



(a) 对升力系数的影响



(b) 对阻力系数的影响

图7 激励电压的影响(200 Hz, DC 30%)

Fig. 7 Influence of actuation voltage

(200 Hz, DC 30%)

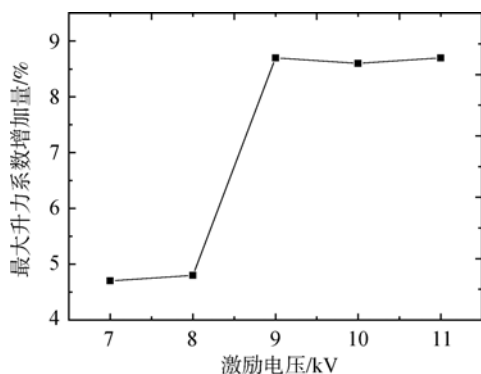
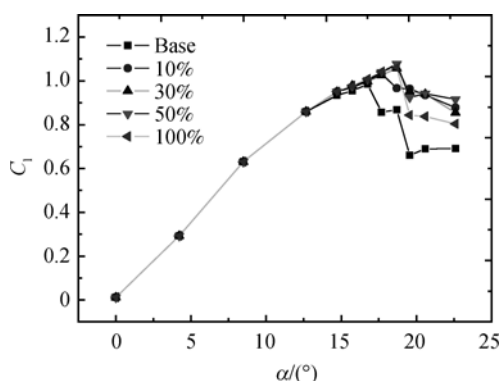
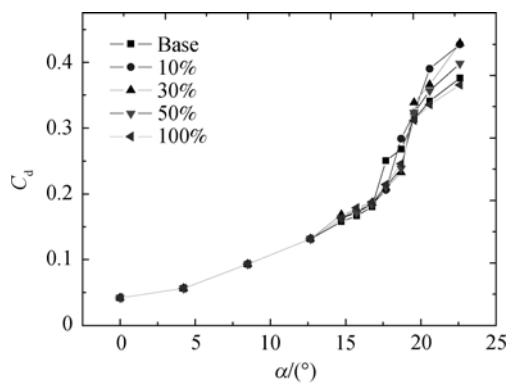


图8 最大升力系数增加量随激励电压变化图

Fig. 8 Increase of maximum lift coefficient at different actuation voltages



(a) 对升力系数的影响



(b) 对阻力系数的影响

图9 占空比的影响(200 Hz, 10 kV)

Fig. 9 Influence of duty cycle (200 Hz, 10 kV)

比图中可以看出,中小迎角范围内,由于机翼吸力面无流动分离,施加激励与否对升力系数基本没有影响,17°失速时,施加激励,附面层注入新能量,促进掺混,诱导附面层加速,提高抵抗逆压梯度能力,抑制流动分离,推迟失速,升力系数上升。当占空比等于10%时,相较无激励态升力系数略有上升,最大升力系数增加4.8%,同时,在18°时机翼再次失速;在占空比为30%,50%,100%时,

最大升力系数上升分别为7.4%,9.45%,7.7%,在19°时机翼再次失速,失速迎角增加2°,最大升力系数增加9.45%,阻力系数降低17.6%。占空比小于10%,基本无控制效果;占空比大于30%时,控制效果明显,且占空比存在一个最优值,在50%左右。对于毫秒脉冲放电,产生相同的激励效果,非定常激励比定常激励更好,耗能更低,激励器的寿命更长。根据这一结论,可以选择合适占空比,提高脉冲能量利用效率从而降低能量消耗。

2.3 机翼前缘下翼面激励

考虑迎角增大,流动分离起始点也会随着变化,等离子体激励最佳位置也可能会发生变化。由于在大迎角状态下,分离点会随着机翼的抬头向前缘偏下位置移动,可能导致最佳激励位置向前缘偏下位置移动,为了验证在更大迎角下,能否有效控制流动分离,本文将激励器位置布置在驻点附近(前缘下翼面距机翼最前缘5 mm,约为弦长的3.2%,如图10)。得到升力变化曲线如图11所示。

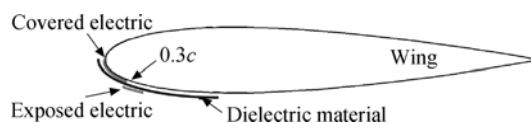


图10 激励器位置图

Fig. 10 Position of actuator

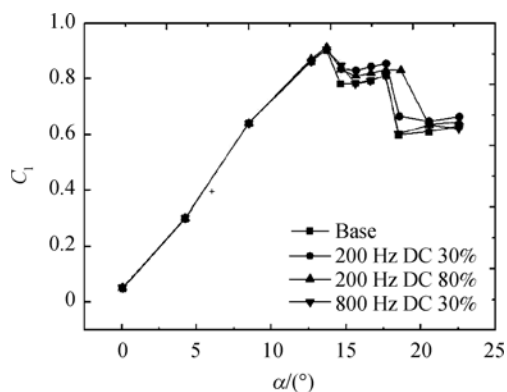


图11 升力系数特性曲线

Fig. 11 Lift coefficient curve

激励结果表明,在该处,并没有很显著的效果,只是在机翼失速后升力系数略有提升,说明激励效果大小对激励位置特别敏感。

3 讨论

施加等离子体激励的目的在于控制流动分

离,推迟失速,增升减阻.毫秒脉冲等离子体气动激励通过向附面层注入能量,诱导产生“启动涡”,诱导附面层低能流加速,促进了附面层低能流与主流区高能流的掺混,促进层流向紊流的转换,提高抵抗逆压梯度的能力,从而抑制了流动分离,推迟失速.

在 13° 之前,机翼没有失速,流体附体良好,有无激励效果一样; $13^\circ\sim 17^\circ$ 之间,机翼同样没有失速,施加激励后升力略有增加,同时阻力也略有增加,主要是由于诱导阻力增加,压差阻力基本不变导致;在 $17^\circ\sim 19^\circ$ 之间,基准状态已经失速,阻力突增明显,施加激励后,注入附面层的能量增加附面层与主流区的掺混,诱导附面层加速,促使转换,提高流体抵抗逆压梯度的能力,抑制流动分离,推迟失速迎角,使阻力明显降低,此时主要是压差阻力在起作用.进一步增大迎角,流动分离更加恶劣,由于注入能量有限,掺混不够,诱导速度不够,激励器失效,无法继续有效抑制流动分离,阻力突增,且较基准态阻力增加,其原因主要是压差阻力基本不变,诱导阻力增加,与理论规律相符合.

本文进行的小后掠翼等离子体流动控制研究,得到了一些与翼型等离子体流动控制类似的控制规律:

1) 非定常激励效果比定常激励更优.这与翼型研究结果一致^[12];与小后掠角三角翼研究结果一致^[21],调节占空比可以有效地降低功耗,提高效率.

2) 频率使量纲一激励频率 $F^+=1$ 时的激励效果最好.与翼型研究结果一致^[12],该激励频率与绕流流场频率耦合,有效控制分离,推迟失速;与三角翼研究结果一致^[22].

3) 激励效果存在阈值电压.与翼型研究结果一致^[12],超过阈值电压后,继续增大电压对流动控制效果影响不大.

小后掠三维机翼研究与二维翼型研究主要区别有二:

1) 翼尖效应.对机翼来讲,由于气流绕过翼尖时不断形成涡,在涡向后方流动的过程中会产生下洗速度,而因为这个速度,使有效迎角减小,从而产生诱导阻力,而且始终伴随升力存在.对于二维机翼来讲,就不存在这个阻力.那么在研究增升、减阻的过程中,二维翼型只考虑翼型阻力,即摩擦阻力与压差阻力,三维机翼必须将诱导阻力考虑在内.文献[12]中提出“等离子体涡流激励”,

PIV测试和数值仿真都表明,等离子体气动激励在静止空气中会诱导出旋涡.那么对于翼尖效应产生的涡,是否可以利用等离子体气动激励诱导涡进行能量掺混,从而抑制翼尖效应.

2) 分离点三维分布的动态变化.三维流动较二维流动更加复杂多样,对激励的要求也就不一样.随迎角增大,分离从尾缘逐渐向前缘发展,机翼翼尖先于翼根失速,分离线呈现出显著三维特性,在这个过程中,分离线是动态变化的,而激励的共性要求激励要加在分离点之前,那么激励器翼面布局、形状更需要认真考虑,这也是接下来要去实现的工作.

随着迎角、速度的增大,机翼上表面的流动分离状况会变得越来越恶劣,要有力地控制流动分离,则需要的激励强度会相应的增大,激励位置要更优.这就要求我们继续对等离子体气动激励的机理进行更深入的研究,对等离子体激励模型进行创新,利用等离子体气动激励控制流动分离增加分离情况下的弯度和环量,诱导涡流动,增加机翼升力等等.研究已充分证明,毫秒脉冲等离子体气动激励对流动分离有明显的控制作用,因此可以预计,利用毫秒脉冲等离子体气动激励可减弱、延缓甚至消除飞行器飞行过程中遇到的气动问题.为了能够更有效地控制流动分离状况,继续开展毫秒脉冲等离子体气动激励控制机翼上的旋涡是非常有意义和必要性的.

4 结 论

在 35 m/s 的风速下,通过对小后掠机翼的升力和阻力的研究,得出以下结论:

1) 毫秒脉冲等离子体气动激励可以有效地抑制流动分离,推迟失速,增大失速迎角,增大最大升力系数.

2) 机翼前缘处激励效果最好,频率为 200 Hz 、激励电压为 10 kV 、占空比为 50% 时,量纲一激励频率 F^+ 等于 1 ,控制效果最好.机翼的失速迎角增加 2° ,最大升力系数提高 9.45% ,阻力系数减小 20.9% .

3) 在可控失速状态下,激励存在一个阈值电压,阈值电压之前随电压的增加,等离子体激励效果显著提高;超过阈值激励效果随电压变化不明显.

4) 通过调节占空比,可以在控制效果相当的情况下,有效地降低消耗功率,延长激励器的寿命.

参考文献:

- [1] 战培国,程娅红,赵昕.主动流动控制技术研究[J].航空科学技术,2010(5):2-6.
ZHAN Peiguo, CHENG Yahong, ZHAO Xin. A review of active flow control technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(5):2-6. (in Chinese)
- [2] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma[R]. AIAA 98-0328, 1998.
- [3] 李应红,梁华,吴云,等.等离子体气动激励建模仿真综述[J].空军工程大学学报:自然科学版,2008,9(5):1-5.
LI Yinghong, LIANG Hua, WU Yun, et al. The overview of plasma aerodynamic actuation modeling and simulation[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2008, 9(5):1-5. (in Chinese)
- [4] Sung Y, Kim W, Mungal M G, et al. Aerodynamic modification of flow over bluff objects by plasma actuation[J]. Experiments in Fluids, 2006, 41(3):479-486.
- [5] Post M L, Corke T C. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators[R]. AIAA-2003-1024, 2003.
- [6] Roth J R. Aerodynamic flow acceleration using piezoelectric and peristaltic electro hydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma[J]. Physics of Plasmas, 2003, 10(5):1-10.
- [7] Hultgren L S, Ashpis D E. Demonstration of separation delay with glow-discharge plasma actuators[R]. AIAA-2003-1025, 2003.
- [8] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control: concepts, optimization, and applications[R]. AIAA-2005-0563, 2005.
- [9] Roupasov 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.
- [10] Roupasov D V, 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.
- [11] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Scaling effects of an aerodynamic plasma actuator[R]. AIAA-2007-0635, 2007.
- [12] 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):102-104.
LI Yinghong, LIANG Hua, MA Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):102-104. (in Chinese)
- [13] 李应红,吴云,张朴,等.等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J].空气动力学学报,2008,26(3):372-377.
LI Yinghong, WU Yun, ZHANG Pu, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3):372-377. (in Chinese)
- [14] 李应红,吴云,梁华,等.提高抑制流动分离能力的等离子体冲击流动控制原理[J].科学通报,2010,55(31):3060-3068.
LI Yinghong, WU Yun, LIANG Hua, et al. The mechanism of plasma shock flow control for enhancing flow separation control capability[J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(31):3060-3068. (in Chinese)
- [15] 梁华,李应红,程邦勤,等.等离子体气动激励抑制翼型失速分离的仿真研究[J].航空动力学报,2008,23(5):777-783.
LIANG Hua, LI Yinghong, CHENG Bangqin, et al. Numerical simulation on airfoil stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5):777-783. (in Chinese)
- [16] 梁华,李应红,吴云,等.等离子体气动激励的数值仿真[J].高电压技术,2009,35(5):1071-1076.
LIANG Hua, LI Yinghong, WU Yun, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2009, 35(5):1071-1076. (in Chinese)
- [17] 程钰锋,聂万胜,李国强.等离子体气动激励机理数值研究[J].物理学报,2012,61(6):1-9.
CHENG Yufeng, NIE Wansheng, LI Guoqiang. Numerical study of plasma aerodynamic actuation mechanism[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(6):1-9. (in Chinese)
- [18] 梁华,李应红,宋慧敏,等.多相等离子体气动激励抑制翼型失速分离的实验[J].航空动力学报,2011,26(4):867-873.
LIANG Hua, LI Yinghong, SONG Huimin, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by multiphase plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4):867-873. (in Chinese)
- [19] 薛帮猛,杨永.翼型前缘分离流动在等离子体激励器控制下的响应[J].计算物理,2008,25(6):689-693.
XUE Bangmeng, YANG Yong. Airfoil leading edge separation flows under control of plasma actuator[J]. Chinese Journal of Computation Physics, 2008, 25(6):689-693. (in Chinese)
- [20] 徐长群,杨波,孟宣市,等.低速翼型分离流动的等离子体主动控制研究[J].航空工程进展,2012,3(3):289-293.
XU Changqun, YANG Bo, MENG Xuanshi, et al. Study on the plasma active control in the low-speed airfoil separation flow[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3):289-293. (in Chinese)
- [21] Kwak D Y, Nelson R C. Vortical flow control over delta wings with different sweep back angles using DBD plasma actuators[R]. AIAA-2010-4837, 2010.
- [22] Greenblatt D, Kastantin Y, Nayeri C N, et al. Delta-wing flow control using dielectric barrier discharge actuators[J]. AIAA Journal, 2008, 49(6):1554-1560.

(编辑:秦理曼)