

螺旋桨等离子体流动控制的增效实验

陈庆亚¹, 田希晖², 姜家文¹, 聂万胜², 车学科²

(1. 装备学院 研究生院, 北京 101416;

2. 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 实验依托搭建的螺旋桨等离子体流动控制测试平台, 基于等离子体附壁射流抑制边界层分离的两种机制, 采用等离子体射流与来流方向相同的正向射流方式和与来流方向相反的逆向射流方式, 研究了微秒脉冲等离子体射流对螺旋桨三维流动分离的控制效果, 对比分析了两种射流方式增效特点。实验结果表明: 在螺旋桨转速为 300 r/min, 电压峰值为 8.5 kV, 脉冲频率为 10~160 Hz 范围内, 正向射流有利于减小螺旋桨转矩, 逆向射流对转矩的效果则相反。两种射流方式均提高了螺旋桨拉力和效率, 同时其控制效果受脉冲频率的影响较大; 正向和逆向两种射流分别使螺旋桨效率最大提高了 11.56%, 2.79%。

关 键 词: 等离子体; 流动控制; 螺旋桨; 边界层分离; 正向射流; 逆向射流

中图分类号: V211.44

文献标志码: A

Experiment on the performance of propeller plasma flow control

CHEN Qing-ya¹, TIAN Xi-hui², JIANG Jia-wen¹,

NIE Wan-sheng², CHE Xue-ke²

(1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: Based on two kinds of mechanisms that the attached wall plasma jet restrains the boundary layer separation, the experiment was operated to study the microsecond impulse plasma jet control performance at three-dimensional flow separation of propeller supported by the experiment platform for propeller plasma flow control. According to the mechanisms, two kinds of plasma jets, synclastic jet in the same direction of airflow, and reverse jet in the opposite direction of airflow, were used in the experiment. It is found that when the propeller rotation speed is 300 r/min, voltage amplitude gets 8.5 kV, and pulse frequency is within the range of 10—160 Hz, the twisting moment of propeller decreases with synclastic jet and increases with reverse jet. The thrust and efficiency of propeller both are improved under the control of two kinds of plasma jets, but the plasma flow control performance is obviously influenced by pulse frequency. In the experimental conditions the propeller efficiency increases 11.56% with synclastic jet, and 2.79% with reverse jet respectively.

Key words: plasma; flow control; propeller; boundary layer separation; synclastic jet; reverse jet

等离子体流动控制技术是基于等离子体气动激励的新型流动控制技术, 近十多年来成为国际

空气动力学领域的重要研究内容^[1-2]。表面介质阻挡放电(surface dielectric barrier discharge, SD-

收稿日期: 2015-04-23

基金项目: 国家自然科学基金(11205244); 高分专项青年创新基金(GFZX04060103-5)

作者简介: 陈庆亚(1991-), 男, 河北沧州人, 硕士生, 主要从事等离子体流动控制技术。

BD)是等离子体流动控制的主要方法之一,可有效改善飞行器的气动性能,在飞行器增升减阻方面具有很大的研究价值,SDBD激励器可布置于气动部件表面,对物体气动外形影响很小.同时,SDBD等离子体流动控制技术具有质量小、无活动部件、响应快以及激励频带宽等显著特点,已成为等离子体流动控制技术的热点研究领域^[3-5].

目前,等离子体流动控制技术在抑制低速流动分离领域的研究主要集中在抑制翼型、钝体和锥体的二维流动分离,以增大气动部件升力、减小阻力.国内外在微秒高压激励下的SDBD等离子体控制翼型流动分离方面进行了大量的实验和仿真研究,一般在来流速度小于50 m/s,雷诺数小于 10^7 的情况下,等离子体气动激励可明显提高翼型升阻比,增大翼型失速攻角^[6-9].其中,Benard等人^[10]在采用微秒脉冲激励,等离子体射流方向与来流方向相同情况下,探讨了占空比、脉冲频率以及电压幅值对翼型控制效果的影响.Visbal等人^[11]在雷诺数为45 000,翼型攻角为 15° 时,采用射流与来流方向相反的方式促进边界层提前转捩以控制翼型流动分离,并对其效果进行了评估.但目前文献鲜有同时开展两种射流方式的流动控制实验以综合比较不同模式的控制性能.

在等离子体控制螺旋桨三维流动以提高其效能方面,程钰锋等人^[12-13]通过数值仿真开展了临近空间S1223螺旋桨等离子体流动控制增效的研究,分别仿真计算了基于叶素理论的螺旋桨截面二维翼型和三维螺旋桨模型.结果显示,在低雷诺数为 2×10^4 条件下,施加等离子体可有效控制螺旋桨正攻角下的流动分离,螺旋桨效率最大可提高12.3%.通过对比发现基于叶素理论计算的二维翼型流场和三维螺旋桨叶素截面的流动吻合程度很高,从而证明了低雷诺数、低湍流度条件下叶素理论的可行性.但是当前的研究还处于数值仿真阶段,鲜见通过实验方法开展螺旋桨等离子体流动控制研究的公开文献^[14-15].

本文依托搭建的螺旋桨等离子体流动控制测试平台,采用微秒脉冲激励,基于抑制边界层分离的两种机制,分别采用与螺旋桨前缘来流方向相同和相反两种射流方式,通过实验综合对比,分析两种不同等离子体射流方式对螺旋桨三维流动施加控制的增效情况.

1 SDBD抑制流动分离的两种射流方式

SDBD激励器产生的等离子体射流是一种附

壁紊动射流^[16-17],射流方向沿介质层壁面由暴露电极指向植入电极并向下游发展,等离子体射流向边界层注入能量的过程有两种作用机制:其一,射流与来流边界层发生掺混并将自身动量注入边界层,同时加速了边界层内的流体质点,即动量传递效应;其二,由于射流与周围速度的不连续性,等离子体流会失稳进而产生远离壁面的旋涡,该旋涡会将边界层上方速度较高的气流的能量吸卷并注入边界层中.

根据流动分离机制,在不考虑等离子体放电对气体温度和组分改变的情况下,其诱导射流基于两种机制以抑制壁面流动,即动量传递效应和促进层流边界层提前转捩,分别通过等离子体正向射流和逆向射流两种方式实现.正向射流是指等离子体诱导的近壁面射流与来流方向相同,逆向射流则反之,即射流方向与来流方向相反.正向射流时,根据前文所述的等离子体附壁紊动射流特性,通过向边界层注入动量以提高其克服黏性力和逆压差的能力,从而延迟流动分离;逆向射流时,若来流边界层为层流,可促使边界层提前转捩变为湍流边界层,湍流边界层壁面附近的流体质点因强脉动会与外部流速较高的流体质点发生动量交换,从而提高了边界层抵抗流动分离的能力^[18].

2 螺旋桨等离子体流动控制实验

2.1 实验螺旋桨模型

螺旋桨叶素翼型采用具有低雷诺数高升力特性的ARA-D翼型,桨叶数为2,桨径 $D=2$ m,材料为玻璃纤维,高温模具成型.其中,桨毂旋转直径 $d=0.24$ m,螺旋桨的桨根、桨尖叶素安装角分别为 37° 、 7.5° .

2.2 数据采集系统

实验需采集的数据有螺旋桨拉力、转矩和转速.其中转矩、转速由JN-338型转矩转速测量仪采集,精度满足0.2级量具要求,其转速不准确度不大于0.2%FS(full scale),转矩不准确度不大于0.2%FS.螺旋桨拉力由中国航空气动力技术研究院研制的TS-5B智能测试仪测量采集,量程为 ± 10 kg,测力精度为0.001 kg,两套测量仪器的数据采集频率均为5 Hz.根据转速和转矩,通过编程实时计算、储存螺旋桨的吸收功率值.为减小测试平台振动产生的周期性干扰的影响,实验每次测量重复采样600次,取其均值作为测量结果.

2.3 SDBD 激励器

每个桨叶铺设3组几何参数相同的SDBD激励器,其暴露电极和植入电极宽度分别为5,10 mm,电极长度及重合区长度均为600 mm,电极间隙为0 mm,两电极间通过粘贴的3层Kapton胶带作为介质阻挡层。单个桨叶上的3组SDBD激励器均布置于螺旋桨上表面,植入电极的前沿距桨叶前缘的距离分别位于叶素截面弦向的10%,30%和50%处。根据实验需要,等离子体诱导的为正向射流时,暴露电极相对靠近前缘,其后沿与植入电极前沿平齐;为逆向射流时,暴露电极相对靠近后缘,其前沿与植入电极后沿平齐。

激励电源采用中国科学院电工研究所研制的HFHV30-1高频高压交流电源,输出电压为 ± 15 kV,输出频率为1~50 kHz,为保证SDBD激励器工作状态一致性,桨上的6组SDBD激励器采用并联方式。SDBD激励器与高压输送导线通过碳刷滑环结构进行连接,具体为:滑环固定在桨毂上,与SDBD激励器连接并相对静止;固定于螺旋桨支架上的碳刷与激励电源的高压输出导线连接,碳刷通过弹簧按压机构与转动的滑环可靠接触。电压采用安捷伦N2771B高压探头测量,电流采用皮尔森电流线圈6595测量,电压、电流测量结果使用安捷伦DSO3024A示波器进行显示和记录。实验系统示意图和螺旋桨测试平台分别如图1所示。

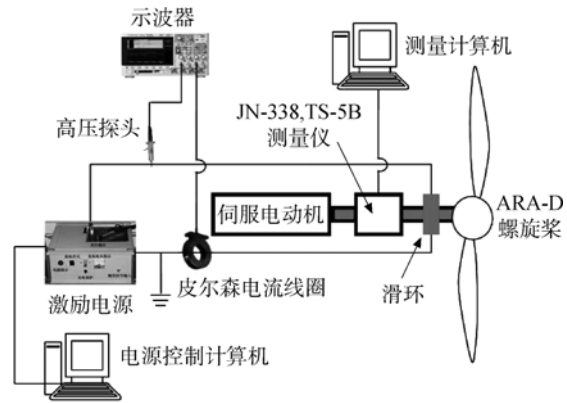
实验设定螺旋桨转速为300 r/min,雷诺数 Re 在 10^5 量级,激励电源采用高频高压脉冲放电模式,由于载波频率对等离子体在翼型流动控制方面的效果影响较小,同时载波频率的增大会明显增大激励电源的输入功率,设定载波频率为6 kHz较适宜,电压峰值为8.5 kV,正弦波形,调制脉冲频率每间隔10 Hz,由10 Hz至160 Hz进行调节。其中,脉冲频率为10 Hz的电压波形图如图2所示。

实验根据螺旋桨拉力 $T(N)$ 、转矩 $M(N \cdot m)$ 及效率 η 评估气动性能的变化,由于螺旋桨测试平台静止,螺旋桨推力不做功,效率 η 采用拉力比功率的形式,即螺旋桨每消耗单位功率所产生的拉力(N/W)。表达式如下:

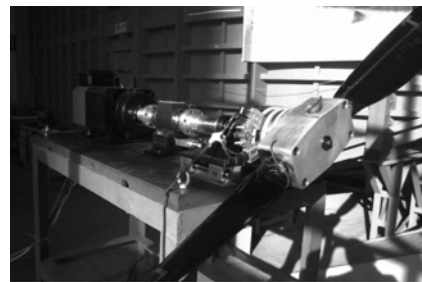
$$P = 2\pi n_s M / 60 \quad (1)$$

$$\eta = T / P \quad (2)$$

式中 P 为螺旋桨旋转所消耗的动力轴功率(W); n_s 为螺旋桨转速(r/min)。实验主要研究正向和逆向射流两种不同机制的控制效果以及不同脉冲频率对螺旋桨气动效果的影响。



(a) 实验系统示意图



(b) 螺旋桨测试平台

图1 实验系统

Fig. 1 Experiment system

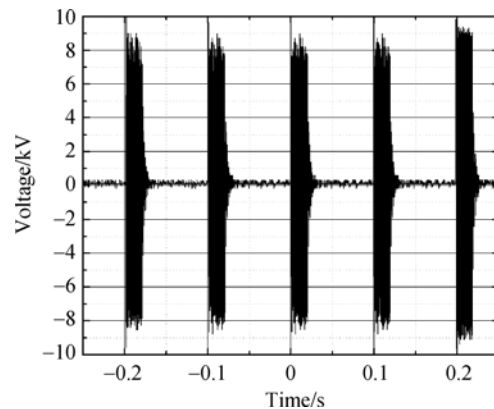


图2 电压波形图

Fig. 2 Voltage waveform

3 实验结果及分析

3.1 螺旋桨转速为300 r/min时正向射流效果分析

SDBD激励器采用正向射流时,在10~160 Hz的不同脉冲频率下,对螺旋桨拉力 T 、转矩 M 的改变效果如图3所示,其中,none为激励器不加电的无控制状态。

由图3可知,当等离子体射流时,拉力 T 和转矩 M 会产生明显变化,可以判定等离子体气动

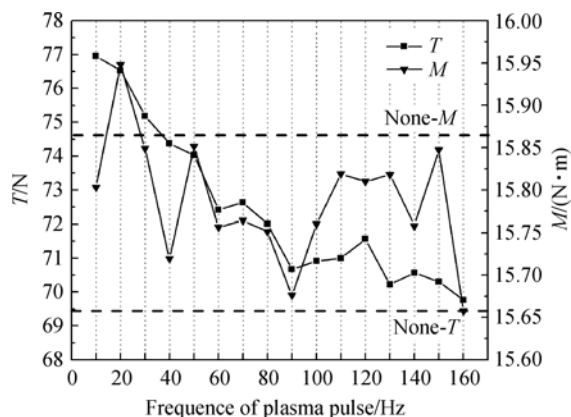


图3 螺旋桨的转速转矩(正向射流)

Fig. 3 Thrust and moment of propeller (synclastic jet)

激励可显著改变桨叶的三维流场. 首先, 对拉力 T 的变化进行分析, 螺旋桨拉力 T 由无控制时的 69.44 N 提高到脉冲频率为 10 Hz 时的 76.95 N, 增大 10.82%, 随着脉冲频率的逐渐提高, 推力增幅整体呈减弱趋势并且变化速度放缓, 至 160 Hz 时, 螺旋桨推力变为 69.76 N, 相比无控制时增幅为 0.46%, 在所有实验脉冲频率下的增效范围为 0.46%~10.82%. 可以看出, 等离子体气动激励能够有效提高螺旋桨拉力, 并且脉冲频率对气动激励效果有很大的影响. 在不考虑气流沿螺旋桨径向流动的情况下, 说明等离子体射流可明显抑制桨叶叶素截面的二维流动分离^[19], 改善了流场质量. 提高脉冲频率会降低其抑制流动分离的能力, 这可能与微秒脉冲激励时存在较低的最佳脉冲频率有关.

相比螺旋桨拉力, 转矩则随着脉冲频率的变化呈现不规则跳动, 这是因为影响转矩的因素较多, 包括桨叶上下表面与气流的摩擦阻力、前后缘压差阻力及螺旋桨径向流动等因素, 其中压差阻力受外部空间随机气流的影响很大, 因此仅通过控制桨叶的流动分离很难呈现出规律性变化. 但根据实验结果发现转矩变化有两个特点: 其一, 尽管呈现不规则跳动, 除 20 Hz 以外, 施加控制后转矩整体小于无控制时的值, 减幅度在 0.04%~1.25%; 其二, 通过 10, 40, 90 Hz 及 160 Hz 四个脉冲频率的转矩可以发现, 转矩与拉力的控制效果呈负相关, 即在拉力增效明显时, 不利于转矩减小; 拉力增效减弱时, 转矩明显减小, 这与文献[12]中螺旋桨施加等离子体控制后的数值仿真的结果是一致的.

图4为螺旋桨效率在SDBD等离子体气动激励作用下随脉冲频率的变化情况, 图中每个点处

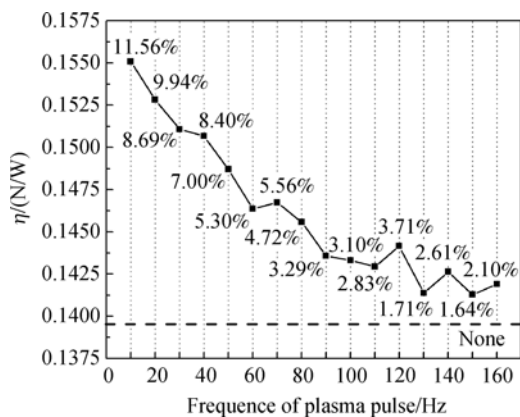


图4 螺旋桨效率(正向射流)

Fig. 4 Efficiency of propeller (synclastic jet)

的百分数为该频率下的效率提高幅值. 根据图4可见, SDBD激励器在不同脉冲频率下的射流均可提高螺旋桨效率, 尽管图3中螺旋桨转矩呈现不规则变化, 但由于拉力增效相对明显, 并随脉冲频率提高明显下降, 使得效率增幅随脉冲频率提高也呈整体明显下降趋势. 其中, 脉冲频率为10 Hz时的增效最为明显, 螺旋桨效率由不加电时低于0.140 N/W 提高到 0.155 N/W, 提高了11.56%, 最低增效在150 Hz, 效率增幅1.64%.

3.2 螺旋桨转速为 300 r/min 时逆向射流效果分析

当SDBD激励器通过移动暴露电极位置改为逆向射流方式后, 螺旋桨转速为300 r/min时的无控制推力由正向时的69.44 N变为68.99 N, 相对变化不大, 约为0.65%, 并且SDBD激励器距桨叶前缘有一定距离, 在前缘来流充分向下游发展的流场中, 可以忽略SDBD激励器暴露电极改变位置后对螺旋桨流场的影响.

等离子体诱导的射流逆向时, 螺旋桨拉力 T 、转矩 M 的气动效果如图5所示.

由图5可知, 逆向射流时, 等离子体气动激励同样能够明显改变螺旋桨气动性能. 在螺旋桨拉力方面, 不同脉冲频率的射流均提高了拉力 T , 其中在较低脉冲频率10~100 Hz时, 拉力增效幅值跳跃性较大; 100 Hz以后, 随着脉冲频率增加增效幅值趋于稳定. 可见, 在较低脉冲频率时, 等离子体射流通过提前转捩抑制流动分离的能力受脉冲频率的影响较大, 并近似呈现周期性变化, 以30, 60, 90 Hz为基点每隔30 Hz的周期内, 增效幅值均为先增大后减小的波动性变化; 随着脉冲频率进一步提高, 射流效果趋于连续性射流, 增效程度趋于稳定. 脉冲频率为80 Hz时增效最明显, 拉

力为 71.67 N, 提高了 3.90%, 在所有实验脉冲频率下, 螺旋桨拉力增效范围为 0.27%~3.90%。

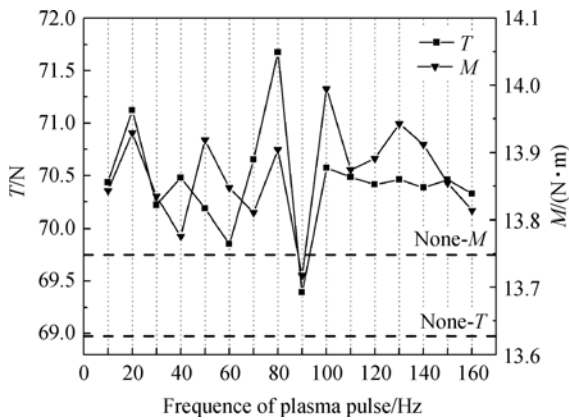


图5 螺旋桨的转速转矩(逆向射流)

Fig. 5 Thrust and moment of propeller (reverse jet)

逆向射流时螺旋桨转矩变化与正向射流时一样均呈现不规则波动, 造成该现象的原因可能与正向射流时相同, 此处不再赘述。除脉冲频率为 90 Hz 时转矩减小 0.27% 以外, 其余脉冲频率均增大了螺旋桨转矩, 增大范围为 0.15%~1.75%, 这可能是由于射流促进边界层提前转换虽然抑制了流动分离, 但增大了流动的湍流度, 并且进一步向下游发展, 相对于层流边界层, 湍流边界层的摩擦阻力更大^[20], 从而增大了螺旋桨转矩。

图 6 为螺旋桨效率随脉冲频率的变化分布情况, 可以看出螺旋桨效率均得到提高, 但由于逆向射流时螺旋桨推力增大程度相对于转矩的增大不是很明显, 加之转矩的波动性变化, 使得螺旋桨效率提升范围有限, 增效区间为 0.55%~2.79%, 并且也呈波动性变化。

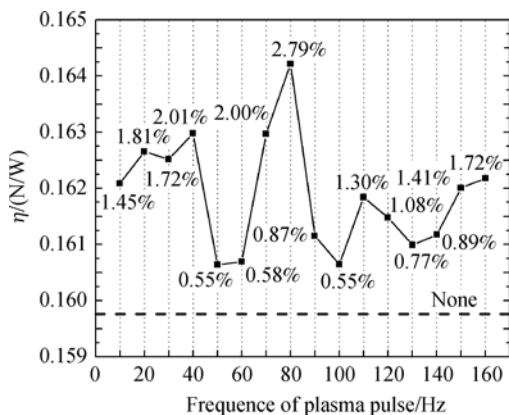
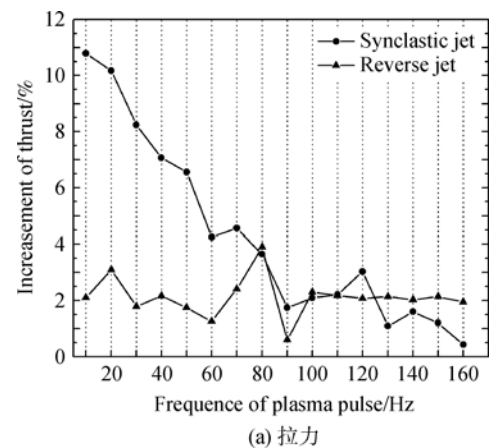


图6 螺旋桨效率(逆向射流)

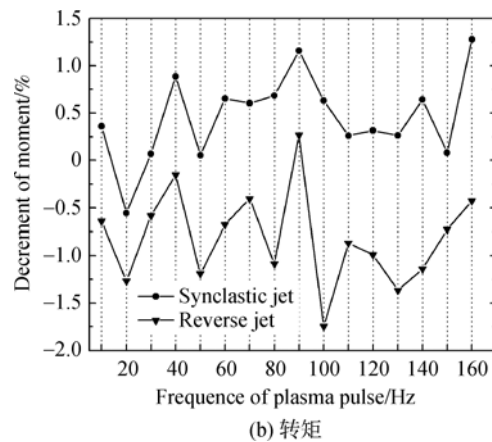
Fig. 6 Efficiency of propeller (reverse jet)

3.3 两种射流方式的增效对比

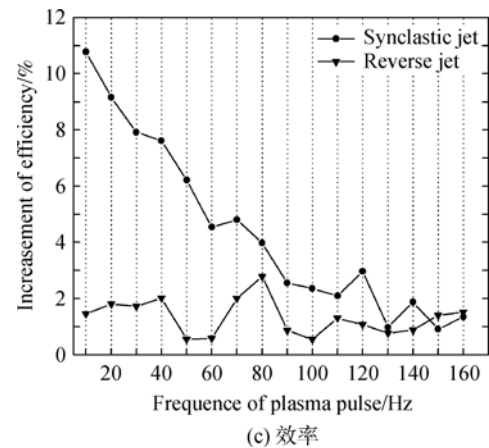
基于前文所述, 当 SDBD 等离子体诱导的射流分别为正向和逆向两种射流方式时, 均能提高螺旋桨拉力和效率, 但增效程度和受 SDBD 激励器影响的规律不同, 为进一步确定两种机制下流动控制效果的优劣性, 下面分别比较正向射流和逆向射流时拉力、转矩以及效率的增效幅值, 如图 7 所示, 其中增效幅值用无量纲化的百分数表示。



(a) 拉力



(b) 转矩



(c) 效率

图7 两种射流方式的控制效果

Fig. 7 Effects of jets in two kinds of plasma jets

根据图7可知,当脉冲频率在100 Hz以下时,SDBD激励器采用正向射流时要明显好于逆向射流,主要体现在拉力和螺旋桨效率提升幅度大,约为逆向射流时的4~5倍,但其增效幅值受脉冲频率的影响大,随脉冲频率增大明显减弱。脉冲频率在100~160 Hz较高频段时,两种模式的增效幅值均较小,拉力和效率增幅均为1.5%左右,但正向射流的效果存在一定波动性,使其能否持续增效存在很大不确定性,而逆向射流在推力方面的增效幅值及其稳定性要好于正向射流,因此在该频段逆向射流的效果反而更好。针对螺旋桨转矩,在实验的脉冲频率内,正向射流通过保持层流边界层延迟了流动分离,可明显减小转矩,而逆向射流造成了转矩增大。

4 结 论

1) SDBD激励器等离子体射流可有效抑制螺旋桨桨叶产生的流动分离,存在两种作用机制,分别为向边界层注入能量的动量传递效应和促进边界层提前转捩,分别由等离子体诱导的正向和逆向射流实现。螺旋桨转速为300 r/min时,SDBD激励器采用微秒脉冲模式,电压峰值为8.5 kV,两种射流方式分别使螺旋桨效率最大提高11.56%,2.79%。

2) 脉冲频率对正向和逆向射流的控制效果有很大的影响,以螺旋桨效率作为参考标准,在实验脉冲频率为10~160 Hz变化范围内,正向射流控制效果随着脉冲频率增大明显降低;逆向射流控制效果随脉冲频率增大在一定范围内波动性变化。在较低脉冲频率时,正向射流控制效果相对较好;脉冲频率较高时,则相反。

3) 基于动量传递效应抑制流动分离的正向射流有利于减小螺旋桨转矩,而通过促进边界层提前转捩抑制流动分离的逆向射流则会促进转矩增大。

参考文献:

- [1] 吴云,李应红.等离子体流动控制研究进展与展望[J].航空学报,2015,36(2):381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [2] 杨波,孙敏,白敏药.介质阻挡放电等离子体抑制翼型流动分离的实验研究[J].高电压技术,2014,40(1):212-218.
YANG Bo, SUN Min, BAI Minyao. Experimental investigation of airfoil flow separation control by dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(1): 212-218. (in Chinese)
- [3] WANG Jinjun, Choi K S, FENG Lihao, et al. Recent developments in DBD plasma flow control[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 62(4): 52-78.
- [4] Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 605-636.
- [5] 聂万胜,程钰锋,车学科.介质阻挡放电等离子体流动控制研究进展[J].力学进展,2012,42(6):722-734.
NIE Wangsheng, CHENG Yufeng, CHE Xueke. A review on dielectric barrier discharge plasma flow control[J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(6): 722-734. (in Chinese)
- [6] Corke T C, Enloe C L, Wilkinson S P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2009, 42(1): 505-529.
- [7] Jolibois J, Forte M, Moreau E. 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(9/10): 496-503.
- [8] Little J, Nishihara M, Adamovich I. High-lift airfoil trailing edge separation control using a single dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. Experiment Fluids, 2010, 48(3): 521-537.
- [9] Rihard M, Roy S, Visbal M, et al. Numerical investigation of serpentine plasma actuators for separation control at low Reynolds number[R]. AIAA-2011-3990, 2011.
- [10] Benard N, Jolibois J, Moreau E. Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator[J]. Journal of Electrostatics, 2009, 67(2): 133-139.
- [11] Visbal M R, Gaitonde D V. Control of vertical flows using simulated plasma-actuators[R]. AIAA-2006-505, 2006.
- [12] 程钰锋,聂万胜.离子体提高平流层螺旋桨气动性能的数值分析[J].核聚变与等离子体物理,2012,32(4):372-378.
CHENG Yufeng, NIE Wansheng. Numerical analysis of the effect of plasma flow control on enhancing the aerodynamic characteristics of stratospheric screw propeller[J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 2012, 32(4): 372-378. (in Chinese)
- [13] 程钰锋,聂万胜,车学科.等离子体提高螺旋桨桨根翼型气动性能的仿真研究[J].核聚变与等离子体物理,2012,32(3):265-270.
CHENG Yufeng, NIE Wansheng, CHE Xueke. Numerical study on plasma flow control to enhance the aerodynamic characteristic of the aerofoil on propeller root region[J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 2012, 32(3): 265-270. (in Chinese)
- [14] 李国强,聂万胜,程钰锋,等.临近空间螺旋桨低雷诺数高效翼型数值分析[J].航空计算技术,2012,42(5):46-50.
LI Guoqiang, NIE Wansheng, CHENG Yufeng, et al. Numerical analysis of low Reynolds efficient airfoil in propeller

- ler in near space[J]. Aeronautical Computer Technique, 2012, 42(5): 46-50. (in Chinese)
- [15] 李国强, 聂万胜, 程钰锋, 等. 临近空间螺旋桨气动性能数值分析[J]. 飞机设计, 2012, 32(6): 18-22.
LI Guoqiang, NIE Wansheng, CHENG Yufeng, et al. The numerical study of propeller aerodynamics characteristic in near space[J]. Aircraft Design, 2012, 32(6): 18-22. (in Chinese)
- [16] Murphy J P, Kriegseis J, Lavoie P. Scaling of maximum velocity, body force, and power consumption of dielectric barrier discharge plasma actuators via particle image velocimetry [J]. Journal Applied Physics, 2013, 113(24): 243301. 1-243301. 10.
- [17] 余常昭. 紊动射流[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.
- [18] 林建忠, 阮晓东, 陈邦国, 等. 流体力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [19] CHENG Yufeng, CHE Xueke, NIE Wansheng. Numerical study on propeller flow-separation control by DBD-plasma aerodynamic actuation[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2013, 41(4): 892-898.
- [20] 耿子海, 刘双科, 王勋年, 等. 二维翼型混合层流控制减阻技术试验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(1): 46-50.
GENG Zihai, LIU Shuangke, WANG Xunnian, et al. Test study of drag reduction technique by hybrid laminar flow control with two-dimension airfoil[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(1): 46-50. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)