



等离子体冰形调控改善翼型/机翼气动性能的试验研究

梁华 谢理科 吴云 刘雪城 苏志 白成宏

Experimental study on aerodynamic performance improvement of airfoil/wing based on plasma ice shape modulation

LIANG Hua, XIE Like, WU Yun, LIU Xuecheng, SU Zhi, BAI Chenghong

引用本文:

梁华, 谢理科, 吴云, 等. 等离子体冰形调控改善翼型/机翼气动性能的试验研究[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 156–164. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0234

LIANG Hua, XIE Like, WU Yun, et al. Experimental study on aerodynamic performance improvement of airfoil/wing based on plasma ice shape modulation[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 156–164. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0234

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0234>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

飞翼布局飞行器等离子体激励增升技术试验研究

Experimental investigation of lift enhancement on flying wing aircraft using plasma actuator

空气动力学学报. 2018, 36(4): 664–669 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0048>

等离子体用于三角翼模型流动控制试验研究

Experimental investigation on delta wing flow control by plasma

空气动力学学报. 2017, 35(2): 305–309 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0158>

NS-SDBD等离子体流动控制研究现状与展望

Airflow control by NS-SDBD plasma actuators

空气动力学学报. 2018, 36(6): 901–916 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0078>

非定常激励下等离子体DBD诱导涡特性研究

Characteristics of vortex induced by DBD plasma actuator under unsteady excitation in quiescent air

空气动力学学报. 2019, 37(1): 83–88 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0210>

冰形表面粗糙度对翼型的失速特性影响分析

The effect of ice accretion roughness on airfoil stall characteristics

空气动力学学报. 2021, 39(1): 59–65 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0046>

基于新型丝状电极等离子体激励器的前体涡控制

Forebody vortex control with a wire-based DBD plasma actuator

空气动力学学报. 2021, 39(2): 39–52 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0116>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com

网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2021)06-0156-10

等离子体冰形调控改善翼型/机翼 气动性能的试验研究

梁 华^{1,*}, 谢理科¹, 吴 云¹, 刘雪城¹, 苏 志¹, 白成宏²

(1. 空军工程大学 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038;

2. 中国人民解放军 95889 部队)

摘 要: 飞机结冰是严重影响飞行安全的潜在危险因素之一。本文针对飞机结冰问题提出了保障结冰条件下飞行安全的等离子体冰形调控方法, 开展了基于等离子体防除冰冰形调控的冰风洞试验, 进行了冰形调控规律的探索, 并在无人机上对冰形调控方法进行了验证。结果表明, 等离子体冰形调控可按照设计的布局防止结冰从而获得所预期的调制冰形; 单个冰形宽度与弦长比即无量纲冰形尺寸(d/c)和单个冰形宽度与单个无冰间隙宽度比即无量纲调控比例(d/l)决定了调控效果; 对于固定的无量纲调控比例, 无量纲冰形尺寸比值在 0.1~0.2 之间时获得最佳的升力系数; 无量纲调控比越低, 机翼升力系数越高。在无人机飞行测试中, 通过前缘冰形调制策略提高飞行气动性能的验证, 结果表明: 相比于机翼前缘全结冰, 前缘冰形调制后, 失速迎角延迟 4°, 在大迎角下的升力系数普遍恢复了 20%~30%。本文给出了冰形调控的方法和调控规律, 并指出选用合适的无量纲冰形尺寸和调制比有助于获得结冰条件下最佳的气动性能, 同时通过无人机飞行试验验证了方法的有效性。

关键词: 等离子体; 冰形调控; 无量纲冰形尺寸; 无量纲调控比例; 气动性能; 飞行测试

中图分类号: O532+.2; V211.41 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0234

Experimental study on aerodynamic performance improvement of airfoil/wing based on plasma ice shape modulation

LIANG Hua^{1,*}, XIE Like¹, WU Yun¹, LIU Xuecheng¹, SU Zhi¹, BAI Chenghong²

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

2. The 95889 Troops of People's Liberation Army Of China, China)

Abstract: Aircraft icing is one of the potential hazards that seriously affects flight safety. This paper proposes a plasma ice shape modulation method to ensure flight safety under aircraft icing conditions. This method was verified on an unmanned aerial vehicle (UAV). An ice wind tunnel experiment employing the plasma anti-icing ice shape modulation was carried out to explore the ice shape modulation law. Results show that the plasma ice shape modulation can prevent freezing according to the designed layout and obtain desired modulated ice shapes. The ratio of single ice shape width to chord length, namely the dimensionless ice shape size, and the ratio of single ice shape width to single ice-free gap width, namely the dimensionless modulation ratio determine the control effect. For a fixed dimensionless modulation ratio, the optimal lift coefficient can be obtained with the dimensionless ice shape size between 0.1 and 0.2. The lower the dimensionless modulation ratio, the higher the lift coefficient. The flight test indicates that the ice shape modulation strategy can improve the aerodynamic performance of UAV. Compared with the full icing on the leading edge of the wing, the stall angle is delayed by 4° after the ice shape modulation. Lift coefficient has generally recovered by 20%-30% at

收稿日期: 2021-09-08; 修订日期: 2021-11-02; 录用日期: 2021-11-03; 网络出版时间: 2021-12-25

基金项目: 国家自然科学基金(12002384); 国防科技重点实验室基金(LK2020050044); 重庆市重点实验室基金(GATRI2020C06003)

作者简介: 梁华^{*}(1982-), 男, 博士后, 副教授, 研究方向: 等离子体流动控制与防除冰. E-mail: lianghua82702@163.com

引用格式: 梁华, 谢理科, 吴云, 等. 等离子体冰形调控改善翼型/机翼气动性能的试验研究[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 156-164, 195.

LIANG H, XIE L K, WU Y, et al. Experimental study on aerodynamic performance improvement of airfoil/wing based on plasma ice shape modulation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 156-164, 195(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0234

high angles of attack. In summary, this paper provides the method and law of ice shape modulation. Choosing appropriate dimensionless ice shape size and modulation ratio will help to obtain the best aerodynamic performance under icing conditions. As research continues, the effectiveness of this method is verified by the flight test of UAV.

Keywords: plasma; ice shape modulation; dimensionless ice shape size; dimensionless modulation ratio; aerodynamics performance; flight test

0 引言

当飞行器在结冰气象条件下飞行时,云层中的过冷水滴会撞击在飞行器迎风表面并结冰。飞行器关键部位结冰会严重影响飞行器的气动性能及操纵性^[1-3]。比如,风挡玻璃结冰会严重影响飞行视线^[4-5];进气道唇口或叶片结冰会严重降低发动机效率甚至会破坏发动机^[6-7];机翼结冰会破坏其型面,影响其气动性能,使升力迅速降低,阻力明显增加,增加飞机的重量,严重时甚至可能导致坠机^[8-11]。飞行器气动性能及操纵性的破坏会降低其安全性,因此飞行器防除冰技术的研究至关重要。

目前,飞机防除冰技术多种多样,比如化学液防除冰技术^[12-14]、热力防除冰技术^[15-17]、机械除冰技术^[18-20]等,但是各自优缺点明显,其发展在一定程度上受到限制。因此,现有的防除冰技术需要进一步研究并做出突破,才能更好地实现工程应用。在现有防除冰技术不断改进的同时,新型高效的防除冰技术也在不断地涌现,如超疏水材料防冰技术^[21-22]、等离子体防除冰技术^[23-25]等,这些均表现出良好的防冰或除冰效果,为防除冰技术的发展提出了新的思路。

在已公开的文献中,基于等离子体进行电网输电线防除冰方法的提出首次出现在2006年美国专利中^[26]。而后,在2014年西北工业大学和德国宇航院的双边交流会上,孟宣市等对等离子体防除冰的研究进行介绍,为等离子体防除冰在飞行器上的应用研究奠定基础^[27-29]。2016年, Broecke^[30]进行了等离子体静态除冰研究。研究表明,等离子体激励器可以作为除冰装置,在一定条件下具有除冰能力,不同绝缘材料及其几何尺寸会影响等离子体激励器的加热效率。2018年, Liu等^[31-32]通过风洞试验,采用控制变量法研究了来流速度、环境温度、翼型迎角、激励频率等分别对等离子体激励防冰效果的影响规律。西北工业大学田永强等^[33]设计了两种不同构型等离子体防冰激励器并进行防冰试验研究,结果表明等离子体激励防冰的机理为通过气体放电及液体放电保持翼型表面的热平衡。2019年, Kolbakir等^[34]将等离子体激励防冰与超疏水材料防冰结合,在翼型前缘布

置等离子体激励器防止前缘结冰,翼型蒙皮采用超疏水材料防止溢流水在后缘结冰,解决了溢流水后缘结冰的问题。同年,魏彪等^[35-37]提出了“流向等离子体热刀”方法,进行等离子体防除冰试验研究,效果显著,并平衡放电能量及防冰消耗能量,推导出“流向等离子体热刀”防冰能量准则。

从等离子体防除冰研究现状来看,以冰风洞试验研究参数规律及机理为主。而等离子体防除冰技术研究的根本目的是保障飞行安全,随着等离子体防除冰技术逐渐成熟,需要转换研究思路,从冰风洞试验到飞行试验,考虑无人机飞行试验阶段的激励器布局及能量消耗。由于无人机载重、体积及能量等方面的限制,绝大多数并不具备机翼防除冰装置,只能“躲冰”飞行,存在关键时刻飞不起来的重大风险。而随着无人机技术的不断发展,其在军事打击、民用运输、人工降雨等领域的应用会越来越广泛。而无人机一旦结冰,就有很大的可能性造成任务失败,严重时可引发坠机。因此,如何使等离子体防除冰装置在无人机上成功应用来保证飞行安全是需要突破的关键问题,同时也为等离子体防除冰技术在大飞机上的应用奠定基础。

本文从系统工程的角度出发,提出“面向飞行安全的等离子体冰形调控”方法,并设计等离子体冰形调控激励器,通过冰风洞试验验证不同结冰条件下等离子体冰形调控的可行性,由风洞试验及无人机飞行试验进一步获得调控规律及验证调控方法的可行性。该方法有望克服能量约束,为等离子体防除冰技术在飞机的应用提供创新思路。

1 试验系统

等离子体冰形调控激励器设计如图1所示。主要由等离子体加热单元与非加热单元组成,在防冰过程中保证等离子体加热区域不结冰,非加热区域自由结冰,则等离子体冰形调控激励器会将展向连续冰调控为间断冰,形成类似波浪形的翼型前缘。定义单个冰形宽度与翼型弦长比为无量纲冰形尺寸(d/c)和单个冰形宽度与单个无冰间隙宽度(等离子体加热单元宽度)比为无量纲调控比例(d/l)。

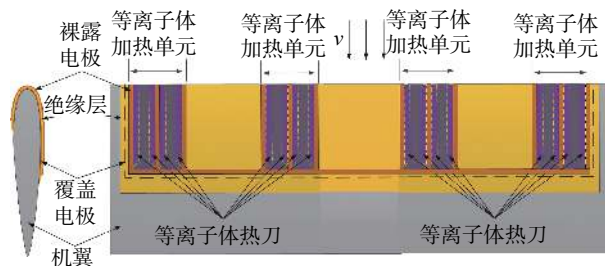


图1 间断布置的激励器

Fig. 1 Intermittently arranged actuators

如图2所示,等离子体激励防除冰风洞为闭口回流式结冰风洞,液态水含量(A_{LWC})通过喷嘴的数量来调节,调节范围为 0.5 g/m^3 至 3 g/m^3 ,水滴平均体积直径(d_{MVD})可通过供水与供气压力配比调节,调节范围为 $20 \mu\text{m}$ 至 $50 \mu\text{m}$ 之间,试验段实际可调控温度范围为 0°C ~ -30°C ,最高风速为 120 m/s ,可连续工作4小时。数据采集系统主要包含电参数采集系统、动态防冰过程采集系统。

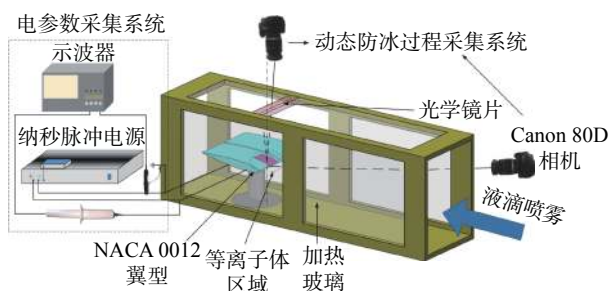


图2 冰风洞各系统安装布置示意图

Fig. 2 Installation and layout of various systems in the ice wind tunnel

试验翼型选择 NACA0012 翼型,连接弯刀安装于风洞试验段,如图3所示。翼型弦长为 180 mm ,展长为 760 mm 。试验获得的升阻力系数曲线通过六分量测力天平测定,根据国家军用标准 GJB 1061,准度的合格指标为 0.4% ~ 0.5% ,精度的合格指标为 0.1% ~ 0.2% 。表1为天平静态标定结果。

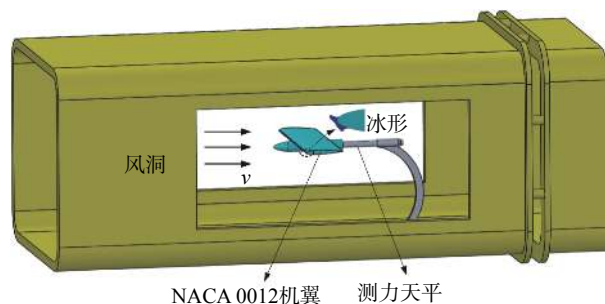


图3 风洞测力实验示意图

Fig. 3 Airfoil and wind tunnel force measuring device

如图4所示,以具有直翼低速无人机(UAV)作为验证平台。翼展(S)和平均气动弦长(c)分别为 3.87 m

和 0.36 m ,展弦比为 10.8 。飞机的总重量(m)为 25.7 kg ,最大飞行速度可达 40 m/s 。冰形形状为结冰 15 min 后的冰,形状为明冰,有角冰,翼根处最大厚度为 7.8 mm ,最小厚度为 3.1 mm ,平均厚度为 4.2 mm 。将带有两个风向标的皮托管安装在机头,用于测量空气速度(V_a)、迎角(α)和偏航角。按照惯例,在重力点建立坐标系, x 轴、 y 轴和 z 轴负方向分别与机身、展向和向下方向对齐。

表1 静态标定结果表

Table 1 Static calibration results

	x	y	z	M_x	M_y	M_z
设计载荷	10 kg	45 kg	15 kg	1.5 kg·m	2 kg·m	3 kg·m
准确度/%	0.229	0.105	0.153	0.346	0.0827	0.156
精确度/%	0.0156	0.003	0.035	0.123	0.043	0.032



图4 无人机冰形调控示意图

Fig. 4 UAV ice shape modulation platform

2 结果与讨论

2.1 等离子体冰形调控切冰的实现

分别设计了调控间距为 1 cm 与 2 cm 的等离子体冰形调控激励器,进行不同加热单元尺度对等离子体冰形调控的影响研究。图5(a)为调控间距 1 cm 激励器示意图。其单个加热单元展向宽度为 1 cm ,加热单元内高压电极宽度为 2 mm ,间距 6 mm 。根据试验翼型尺寸,布置三个加热单元,每个加热单元之间间距 4 cm ,以保证各加热单元之间互不影响且能够出现明显的类波浪形前缘。图5(b)为调控间距 2 cm 激励器示意图。其单个加热单元展向宽度为 2 cm ,加热单元内高压电极宽度为 2 mm ,间距 7 mm 。布置两个加热单元,每个加热单元之间间距 6 cm ,能够反映类波浪形前缘的特征。

分别采用以上两种构型激励器,在 $A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$ 、 $d_{MVD} = 25 \mu\text{m}$ 、 $T = -5^\circ\text{C}$ 、 $v = 65 \text{ m/s}$ 结冰条件下,施加激励电压 $U_{p-p} = 8 \text{ kV}$ 、激励频率 $f = 6 \text{ kHz}$ 纳秒脉冲等等离子体激励,进行等离子体冰形调控试验研究。

图6为调控间距 1 cm 激励器不同时刻冰形调控图。最左边激励器靠近风洞壁面,由于壁面效应, 30 s 时刻在该加热单元开始出现积冰,随后越积越

多,直到 180 s 时完全遮盖加热单元,因此该加热单元不具有参考性。而从另外两个加热单元来看,其表面无积冰,在 180 s 时间段内,等离子体调控激励器的加热单元始终能够将连续冰切开,形成间断冰。这说明该激励器能够在此试验条件下进行冰形调控,使其成为类波浪形结构。但是随着时间的推移,由于冰的生长性,冰层越积越厚,逐渐开始向加热单元发展。图 7 为冰形调控过程上视图。从图中可以看出,180 s 时,最中间加热单元两侧冰的间距较加热单元尺寸明显减小,且已经接近连接。

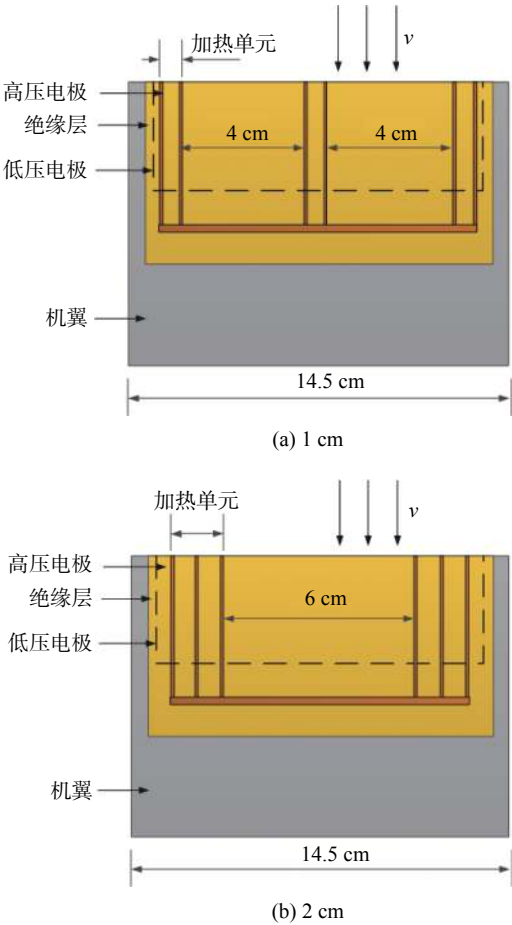


图 5 不同调控间距等离子体激励器示意图

Fig. 5 Plasma actuators with different modulating spacings

图 8 为调控间距 2 cm 激励器不同时刻冰形调控图。从图中可以看出,整个冰形调控过程中,加热单元表面无积冰,在 180 s 的时间段内,等离子体冰形调控激励器的加热单元始终能够将连续冰切开,形成间断冰。这说明该激励器能够在此试验条件下进行冰形调控,使其成为类波浪形结构。图 9 为冰形调控过程上视图。从图中可以看出,在整个冰形调控过程中,加热单元两侧冰的间距较加热单元尺寸变化不大,这说明虽然冰会展向生长,但是由于加热单元足够的热量,并不会使冰越过加热单元而连接在一起。

综上所述,调控间距为 1 cm 和 2 cm 的纳秒脉冲等离子体冰形调控激励器均能够在试验条件下成功将翼型前缘结冰调控为间断冰,形成类波浪形前缘。但是加热单元的展向尺寸不能太小,防止随着结冰时间的推移,加热单元两侧的冰连接在一起,形成冰桥。

2.2 冰形调控改善翼型气动性能探究

选取明冰条件下全冰、调控冰和无冰三类状态进行风洞测力试验,试验方案如表 2。定义冰形宽度分别与无冰区域间距和弦长比为无量纲调控比例(d/l)和无量纲冰形尺寸(d/c)。

在明冰条件下,无量纲冰形尺寸($0.05 \leq d/c \leq 0.3$)和无量纲调控比例($d/l = 1$)时升力系数的变化如图 10(a)所示。在无冰的情况下(基准条件),失速迎角为 14° ,升力系数峰值达到 0.8。机翼前缘完全结冰导致升力系数在大迎角时从 0.7~0.8 显著性地降低到 0.5。一旦采用冰形调制策略, $\alpha \geq 8^\circ$ 的升力系数显著恢复 30%。无量纲冰形尺寸为 0.10 或 0.2 时调控效果更佳。图 10(b)显示了升力系数随无量纲调控比例增加的变化,在固定的无量纲冰形尺寸为 0.2。同样,冰形调制策略能够显著恢复结冰机翼的升力系数。随着无量纲调控比例增大(即非结冰区域缩小),可以看出 C_L 有轻微下降趋势,变化趋势在预期之内,因为大无量纲调控比例的极端情况将是全冰。

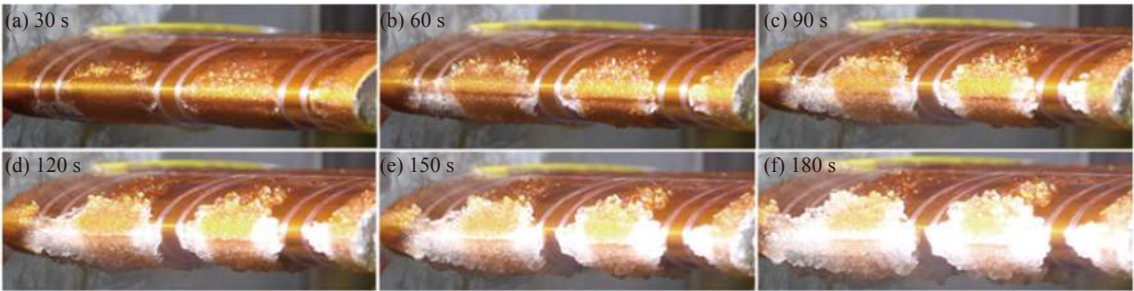


图 6 调控间距 1 cm 激励器不同时刻冰形调控图 ($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

Fig. 6 The temporal evolution of ice shapes modulated by plasma actuators spaced by 1 cm ($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

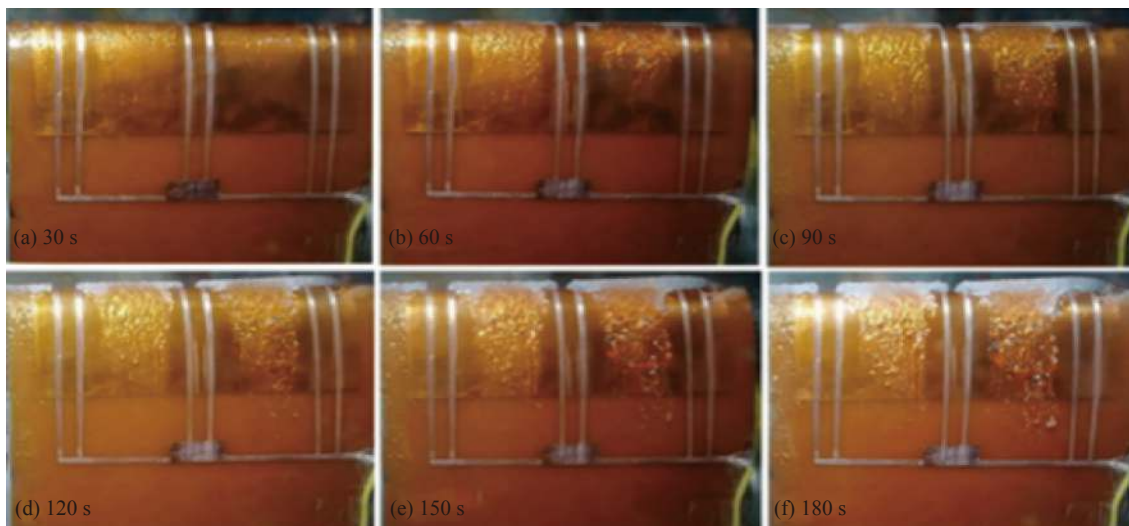


图 7 调控间距 1 cm 激励器不同时刻冰形调控上视图 ($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

Fig. 7 Top views of the temporal evolution of ice shapes modulated by plasma actuators spaced by 1 cm
($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

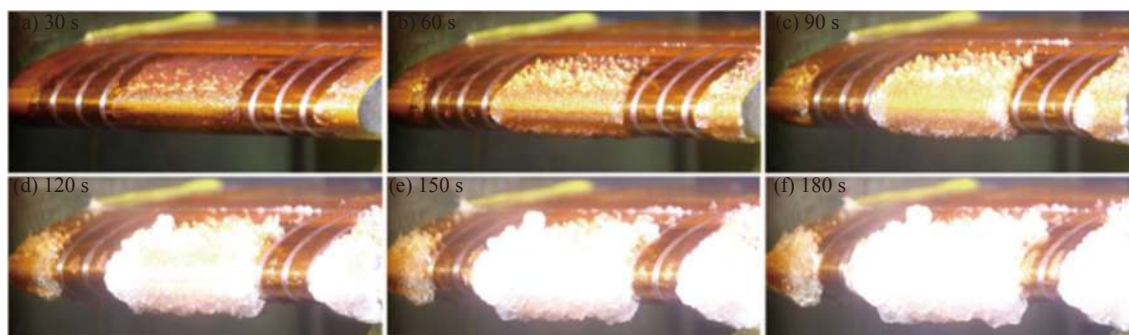


图 8 调控间距 2 cm 激励器不同时刻冰形调控图 ($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

Fig. 8 Temporal evolution of ice shapes modulated by plasma actuators spaced by 2 cm
($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

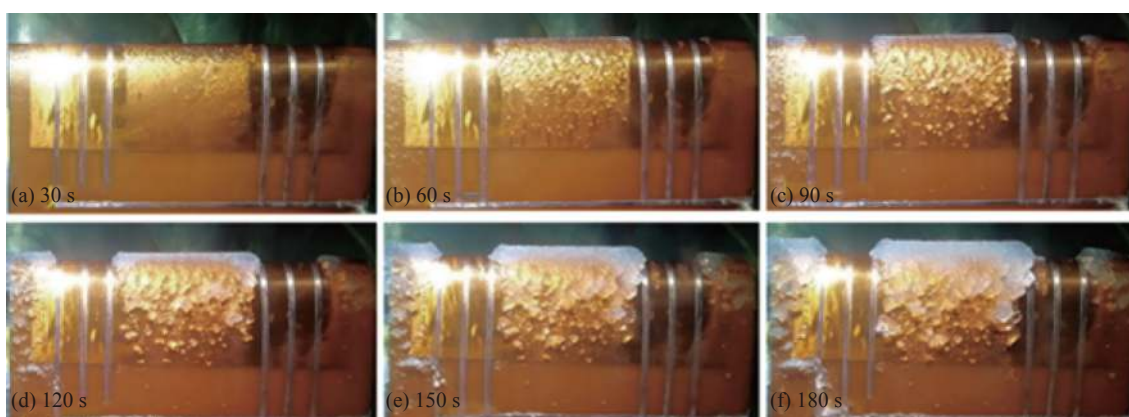


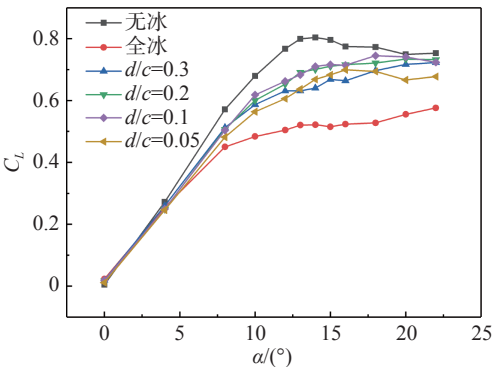
图 9 调控间距 2 cm 激励器不同时刻冰形调控上视图 ($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

Fig. 9 Top views of the temporal evolution of ice shapes modulated by plasma actuators spaced by 2 cm
($A_{LWC} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $d_{MVD} = 25 \text{ }\mu\text{m}$, $T = -5 \text{ }^\circ\text{C}$, $v = 65 \text{ m/s}$)

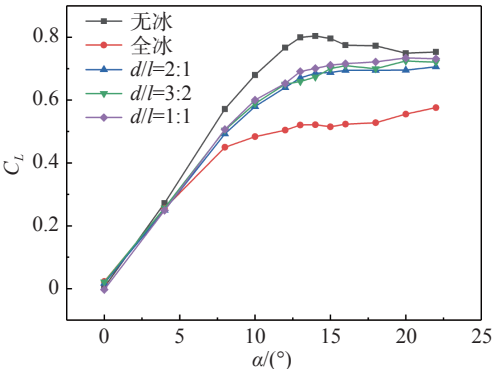
不同无量纲冰形尺寸和无量纲调控比例下明冰条件下的阻力系数曲线分别如图 11(a)和(b)所示。图 11 中各测量状态与图 10 中的情况相同。与基准条件相比,全冰条件下的总阻力即使在小迎角下也显

著增加,通过冰形调制能够将总阻力降低到接近基准的水平。以 $\alpha = 10^\circ$ 为例,全结冰状态下,阻力系数增加了 143.0%。当使用冰形调制策略时,对于 $d/c = 0.1$ 和 $d/c = 0.2$ 的无量纲冰形尺寸,阻力增加的幅度

表 2 明冰状态下测力方案		
Table 2 Force measurement scheme under the glaze-ice condition		
无量纲参数	d/l	d/c
全冰	∞	3.5
冰形调控	2	0.3, 0.2, 0.1, 0.05
冰形调控	1.5	0.3, 0.2, 0.1, 0.05
冰形调控	1	0.3, 0.2, 0.1, 0.05
无冰	0	0



(a) 无量纲冰形尺寸 d/c 的影响



(b) 无量纲调控比例 d/l 的影响

图 10 明冰条件下翼型升力系数曲线

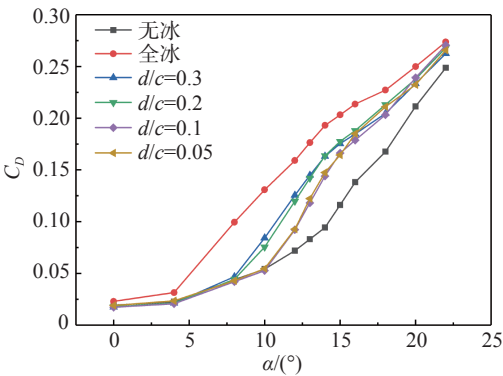
Fig. 10 Lift coefficients under the glaze-ice condition

分别降低到 13.2% 和 50.7%(见 图 11(a))。

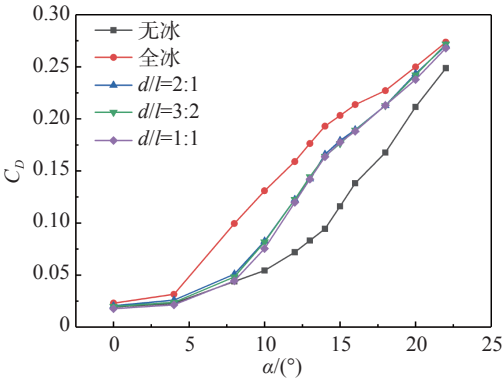
在深度失速迎角 ($\alpha \geq 18^\circ$) 下, 基准、全冰和调制冰状态下的阻力系数差别不大。这可以归因于这样一个事实, 即在所有这些情况下, 流动无一例外地在翼型前缘分离, 无论冰形调制与否, 都会导致高压阻力。通过比较在不同调制参数下获得的阻力系数曲线, 可以得出结论, 冰形状调制的减阻幅度随着无量纲冰形尺寸的减小而增加, 并且几乎与无量纲调控比例保持不变。

为了量化冰形调制的整体有效性, $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}] = [0^\circ, 22^\circ]$ 范围内的平均升力系数增量计算如下:

$$\Delta C_L = \frac{1}{\alpha_{\max} - \alpha_{\min}} \int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} (C_{L,M} - C_{L,F}) d\alpha \quad (1)$$



(a) 无量纲冰形尺寸 d/c 的影响



(b) 无量纲调控比例 d/l 的影响

图 11 明冰条件下翼型阻力系数曲线

Fig. 11 Drag coefficients under the glaze-ice condition

其中, $C_{L,M}$ 和其中, $C_{L,F}$ 分别对应于调制冰形和全冰条件下的升力系数。图 12 显示了在明冰条件下三种调制比下 ΔC_L 随无量纲冰形尺寸的变化。对于所有三种无量纲调制比, ΔC_L 的变化趋势相似。具体来说, 随着无量纲冰形尺寸的增加, 平均升力系数增量先增加然后下降, 最大升力系数增量的最佳 d/c 大约在 0.1 和 0.2 之间。此外, 当调制比降低时, ΔC_L 的整个曲线单调升高, 与图 10 所示的结果一致。这些结论对于指导工程中防除冰能耗有限的情况下冰形调制策略的优化设计有一定作用。

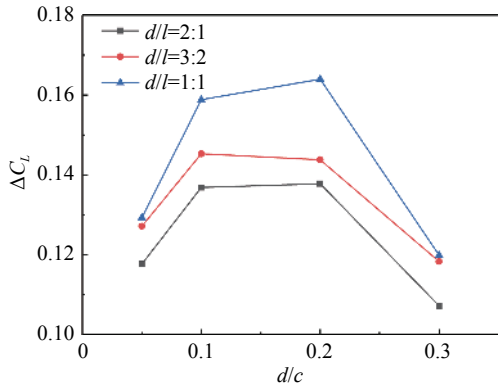


图 12 明冰条件下冰形调制平均升力系数增量

Fig. 12 Average increments of lift coefficient due to ice shape modulation under the glaze-ice condition

无量纲冰调制比(d/l)应尽可能小,单个冰块的最佳宽度可以设置为平均气动弦长的 15%。单个冰块类似于流场中的涡流发生器,从而以被动流动控制的方式提高空气动力学性能。

2.3 冰形调控改善飞机飞行性能飞行验证

由树脂 3D 打印的虚拟冰块沿机翼前缘均匀附着,以模拟冰的情况。通过离散加热单元(例如电热膜和等离子体激励器)进行形状调制。冰面呈角状,来源于翼型冰风洞试验中角状冰形,该翼型的最大冰厚度沿壁面法线方向达到 28 mm。总共对冰宽(d)和间距(λ)不同组合的五个方案进行了测试,如表 3 所列。方案 1 和方案 2 分别对应于基准状态和全冰状态。方案 3、4 和 5 旨在突出冰形调制参数的影响。

无人机机载飞控系统为翔仪飞控,采集频率为 22 Hz,可将无人机上各个电信号存储,如通过空速管获得的空速、俯仰角、航向角和横滚角等,记录在飞控系统中。陀螺仪获得的无人机体轴系三个方向的过载由飞控系统记录。本文获得的风轴系中无人机升力系数曲线通过体轴系中 x 轴和 z 轴方向的过载计算而得,计算公式如下:

$$C_L = \frac{mg(n_z \cos \alpha - n_x \sin \alpha)}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (2)$$

式中, m 为无人机总质量, α 为迎角, n_z 和 n_x 分别为法向过载和纵向过载, ρ 为空气密度, v 为飞行速度, S 为机翼表面积。

表 3 飞行测试方案列表
Table 3 List of flight test schemes

案例	冰形长度	间隔宽度	d/c	d/l	$C_{L,\max}$	α_{stall}	$C_{D,0}$	ε_{C_L}
1	$d = 0$ cm	$l = s$	0	0	1.80	16°	0.051	0.071
2	$d = s$	$l = s$	11	1	1.44	11°	0.098	0.053
3	$d = 6$ cm	$l = 12$ cm	0.17	0.5	1.58	14°	0.075	0.049
4	$d = 6$ cm	$l = 15$ cm	0.17	0.4	1.54	15°	0.076	0.069
5	$d = 10$ cm	$l = 25$ cm	0.28	0.4	1.20	14°	0.103	0.073

在方案 1 中获得的代表性飞行轨迹如图 13 所示,其中 H 表示高度。无人机在地面滑行约 55 m 后起飞,然后螺旋式爬升至 200 m 的目标高度。在起飞和螺旋爬升阶段,无人机的控制方式设置为手动。一旦目标高度到达后,无人机切换到半自动模式并开始沿预定的矩形轨迹悬停(长度:1000 m,宽度:800 m),所有的活动面都由飞控系统自动调整。

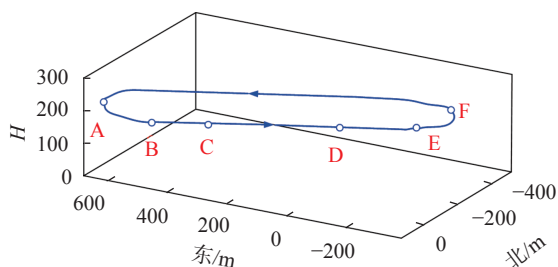


图 13 无人机稳定悬停阶段飞行轨迹
Fig. 13 Flight trajectory of a UAV in the stable hovering phase

为了获得不同迎角下的升力系数(C_L),飞行时沿着矩形的长边(图 13 中的阶段 B-E)水平减速。在 A 位置处,无人机初始化左转,在 B 点和 C 点之间,恢复平飞,此时,油门逐渐切到最低阈值(最大值的 8%),从而在 C 处的推力输出可以忽略不计。在空气

阻力的作用下,飞行速度不断降低。为了保持恒定的飞行高度,增加升降舵偏转以使无人机向上俯仰。

在 D 位置处超过失速迎角,飞行高度下降,迎角在失速迎角 18° 附近振荡。失速时,升降舵偏转保持在最大(30°),保持水平飞行。同时,无人机未进入螺旋模式,飞行速度保持近似恒定,但重力势能损失完全被飞行阻力消耗。在 E 位置处时,通过手动增加油门并拉回升降舵角,使无人机脱离失速。

飞控系统的数据采集频率是 22 Hz,因而在飞行过程中记录的数据点相当多,剔除过载极大和极小的坏点,对数据点进行多项式拟合,获得不同方案的拟合曲线。不同方案下升力系数的离散点正好在拟合曲线上波动,从而作为飞行试验所得的升力系数曲线。图 14 比较了不同飞行方案下的拟合曲线,其最大升力系数、失速迎角、 0° 角阻力系数和残差均方根列于表 3 中。对比基准状态下(方案 1),全冰条件下的失速迎角(方案 2)前移 5° ,最大升力系数急剧下降($C_{L,\max}$: 1.80→1.44),阻力系数急剧增加($C_{D,0}$: 0.051→0.098)。机翼的气动性能下降了很多,但配平时的升降舵角变化不大,说明该研究状态下的无人机俯仰力矩对机翼前缘的积冰不敏感。

调控状态(方案 3-方案 5)下升力系数峰值普遍

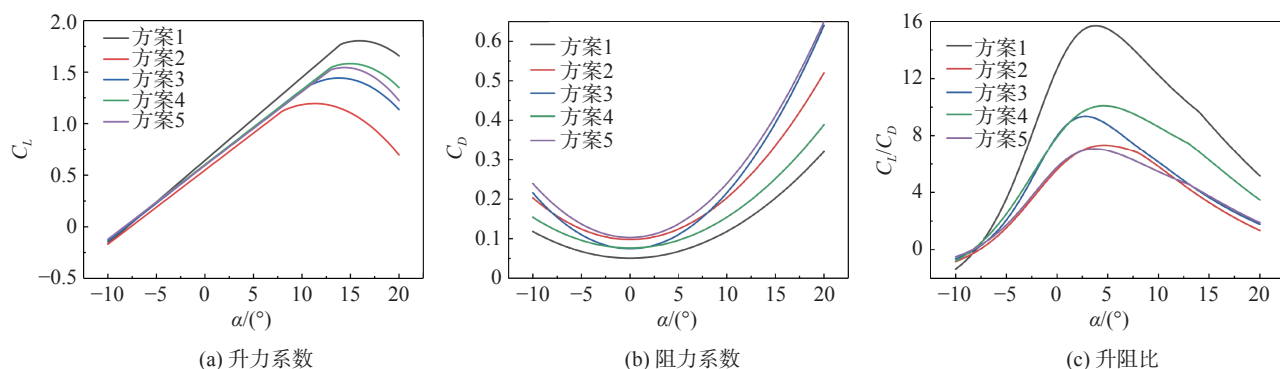


图14 不同方案拟合曲线

Fig. 14 Fitting curves of different schemes

高于全冰状态,失速角比基准状态下低 $1^{\circ}\sim 2^{\circ}$ 。此外,通过合理选择无量纲冰形尺寸和无量纲调控比例,整个阻力系数曲线可以向下移动(如图14(b),方案4)。这些结果有力地证明了冰形调制策略确实能够改善结冰机翼的空气动力学性能。通过比较升力和阻力与调制情况有关的系数,可以获得有价值的参考结论:对于相同的无量纲冰形尺寸($d/c=0.17$),降低无量纲调控比例(即更少的冰)可获得更高的升力系数和更低的阻力系数(方案3与方案4);当无量纲调控比例保持恒定($d/l=0.4$)时,阻力系数对冰的敏感性高于升力系数(方案4与方案5)。

提出了冰形调控的方法,在不影响飞行安全的条件下,能够将有限的能量集中在关键区域进行有效防除冰,尽管气动性能有所降低,但能够改善结冰条件下的飞行操纵性能。按照一定规则布置的冰形,冰形调控没有参考文献[38]中基于等离子体主动流动控制的仿生前缘激励调控效果好,但针对结冰条件下的安全飞行具有重要意义。根据升力系数的结果可知调控后的升力系数相对于全冰状态下有所改善,但相对于基准无冰状态还是有所降低,在介于有冰与无冰区域之间容易诱导产生旋涡,类似于涡流发生器,从而促进流场掺混,改善在调控冰后的流场过早失速造成的大面积回流区的增大,改善升力的急剧下降。风洞试验中翼型的雷诺数 $Re=3.75\times 10^5$,飞行试验中的雷诺数变化范围为 $4.93\times 10^5\sim 7.40\times 10^5$,从升力系数的结果来看二者的冰形调控规律一致,即结冰区域占比越少,冰形尺寸与弦长比例介于 $0.1\sim 0.2$ 之间时,升力系数曲线越接近无冰状态下的升力系数曲线,调控效果最佳。由此看来,冰形调控的调控规律受雷诺数的影响较小,关键在于选择合适的调控冰占比和冰形尺寸长度。

2.4 讨论

基于等离子体进行防除冰及冰形调控改善气动性能的分析如下:纳秒脉冲等离子体冰形调控在试验

条件下成功将翼型前缘结冰调控为间断冰,形成类波浪形前缘,其气动力与热效应的耦合作用消融了积冰。调控冰布局后的流场,在结冰区域附近的流场容易出现大的流动分离,在无冰区域的流场失速分离的程度小于结冰区域,规则不连续布局的调控冰使得流场有规则地周期性分布。冰形如同涡流发生器,调控冰下有冰区域的流场受无冰区域诱导的横流影响,被横流注入了能量,未达到失速迎角时,有利于促进流场掺混,减少分离区域,达到失速迎角后分离区的流场更加紊乱,增大翼型/机翼表面的流动分离。冰形调控改善有限翼气动性能的主要原因在于无冰区域的加速效应使得分离区减小,冰形过宽或过窄会增加无冰区域的失速分离和湍流,随着无量纲调制比的减小,无冰区域流场更加接近于基准状态下的流场。无人机冰形调控飞行试验验证了风洞试验中的冰形调控规律的适用性,进而在恶劣的结冰环境下机载能量无法有效防除冰时,也通过能量集中的方式有规律周期性地调控冰形,调制后流场的气动性能不会急剧下降。

3 结论

借鉴仿生学波浪形前缘提出了“面向飞行安全的等离子体冰形调控”方法,在冰风洞验证了等离子体冰形调控的可行性,通过风洞试验和无人机飞行试验验证了调控冰形改善飞机气动性能的效果。

等离子体冰形调控激励器能够在试验条件下成功将翼型前缘结冰调控为 1 cm 和 2 cm 的间断冰,形成类波浪形前缘。测力试验结果表明,在全冰条件下,积冰导致气动力急剧下降,调制冰参数有利于提高全冰条件下的气动力性能。无量纲调制比(d/l)越小,调制效果越好,对气动性能的改善越好。当无量纲冰形尺寸(d/c)在 $0.1\sim 0.2$ 之间时,调制效果最佳。

飞行试验结果表明,与基准无冰状态相比,全冰条件下的峰值升力系数从 1.8 降低到 1.2 ,并且飞行阻

力几乎翻倍。通过冰形调制的方法,失速迎角延迟 4° ,峰值升力系数普遍恢复 $20\%\sim 30\%$ 。但并不是所有的调制方案都能够减少飞行阻力,对于无人机, $d/c=0.17$ 和 $d/l=0.4$ 的组合给出了最好的性能,其中整个阻力曲线系数向下移动($C_{D,0}: 0.75\rightarrow 0.51$)。通过风洞试验的详细参数研究,可找出最佳组合的无量纲冰形尺寸和调制比应用于飞行器上。

参 考 文 献:

- [1] 陈宇,罗艳春,刘国庆,等.飞机结冰对飞行安全的影响[J]. *装备制造技术*, 2014(5): 254–255,291.
CHEN Y, LUO Y C, LIU G Q, et al. Aircraft icing effect on flight safety[J]. *Equipment Manufacturing Technology*, 2014(5): 254–255,291 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-545X.2014.05.096
- [2] 周莉,徐浩军,龚胜科,李大伟.飞机结冰特性及防除冰技术研究[J]. *中国安全科学学报*, 2010, 20(6): 105.
ZHOU L, XU H J, GONG S K, et al. Research of aircraft icing characteristics and anti-icing and de-icing technology[J]. *Chinese Safety Science Journal*, 2010, 20(6): 105 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1003-3033.2010.06.018
- [3] 魏扬,徐浩军,薛源,等.机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(6): 1088–1095.
WEI Y, XU H J, XUE Y, et al. Influence of ice accretion on leading edge of wings on stability and controllability of large aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(6): 1088–1095 (in Chinese).
- [4] 徐佳佳.飞机风挡玻璃电加热防冰研究[D].南京:南京航空航天大学, 2012.
XU J J. Studies of electro-thermal anti-icing system for aircraft windshield[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [5] 瑚洋,林丽.基于适航标准的飞机风挡加温系统控制方式研究[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(3): 414–421.
HU Y, LIN L. Research on airworthiness-based control mode for aircraft windshield heating system[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(3): 414–421 (in Chinese).
- [6] 常士楠,艾素霄,毕文明,等.飞机发动机进气道防冰系统的设计计算[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(6): 649–652.
CHANG S N, AI S X, BI W M, et al. Design and calculation for the anti-icing system of an aircraft engine let[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(6): 649–652 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1001-5965.2007.06.005
- [7] 郁嘉,赵柏阳,卜雪琴,等.某型飞机发动机短舱热气防冰系统性能数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(3): 302–307.
YU J, ZHAO B Y, BU X Q, et al. Numerical simulation of the performance of an engine nacelle hot-air anti-icing system[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(3): 302–307 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0212
- [8] 邵元培,车竞,丁娣.大飞机机翼结冰对飞行动力学特性影响研究[J]. *飞行力学*, 2018, 36(1): 12–15,19.
SHAO Y P, CHE J, DING D. Study on the influence of wing icing on flight dynamics characteristics of large aircraft[J]. *Flight Dynamics*, 2018, 36(1): 12–15,19 (in Chinese).
- [9] 朱东宇,张付昆,裴如男,等.临界冰形确定方法及其对气动特性影响研究[J]. 2016, 34(6): 714–720.
ZHU D Y, ZHANG F K, PEI R N, et al. Research on critical ice shape determination and its effects on aerodynamics[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(6): 714–720. (in Chinese)
- [10] 任鹏飞,徐宇,宋娟娟,等.霜冰条件对翼型气动性能影响数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(4): 663–668.
REN P F, XU Y, SONG J J, et al. Numerical study about the influence of rime ice conditions on airfoil[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(4): 663–668 (in Chinese).
- [11] 周莉,徐浩军,杨哲,等.冰脊对翼型气动特性影响的数值模拟研究[J]. *飞行力学*, 2012, 30(6): 489–493.
ZHOU L, XU H J, YANG Z, et al. Numerical simulation of ridge ice shapes on airfoil aerodynamics[J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(6): 489–493 (in Chinese).
- [12] 胡琪,黄安平,孙涛,等.机翼防/除冰技术研究进展[J]. *科技导报*, 2015, 33(7): 114–119.
HU Q, HUANG A P, SUN T, et al. Progress of airfoil anti-icing and de-icing technologies[J]. *Science & Technology Review*, 2015, 33(7): 114–119 (in Chinese).
doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2015.07.019
- [13] 李斌.飞机除冰/防冰液及除冰技术[J]. *清洗世界*, 2012, 28(1): 26–31.
LI B. Brief survey of deicing/anti-icing fluid and techniques for aircraft[J]. *Cleaning World*, 2012, 28(1): 26–31 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1671-8909.2012.01.006
- [14] CHEN B, WANG L W. Simulation and research of aircraft deicing fluids deicing process[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 121-126: 4695–4699.
doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.121-126.4695
- [15] 吴雪峰.热气防冰腔结构参数优化与改进设计[D].南京:南京航空航天大学, 2017.
- [16] 郭之强,郑梅,董威,等.表面凸起对机翼热气防冰腔内换热强化的影响[J]. *航空学报*, 2017, 38(2): 81–90.
GUO Z Q, ZHENG M, DONG W, et al. Influence of surface convex on heat transfer enhancement of wing hot air anti-icing system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2): 81–90 (in Chinese).
- [17] 卜雪琴,郁嘉,林贵平,等.机翼热气防冰系统设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(8): 927–930.
BU X Q, YU J, LIN G P, et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(8): 927–930 (in Chinese).
- [18] 李清英,白天,朱春玲.飞机机械除冰系统的研究综述[J]. *飞机设计*, 2015, 35(4): 73–77.
LI Q Y, BAI T, ZHU C L. Research summary of mechanical de-icing systems of aircrafts[J]. *Aircraft Design*, 2015, 35(4): 73–77 (in Chinese).
- [19] 李杰锋,沈星,杨学永.形状记忆合金在变体机翼中的应用现状[J]. *材料导报*, 2014, 28(7): 104–108.
LI J F, SHEN X, YANG X Y. Application status of shape memory alloys in morphing wings[J]. *Materials Review*, 2014, 28(7): 104–108 (in Chinese).
- [20] 李清英,朱春玲,白天.电脉冲除冰系统除冰激励的简化与影响因素[J]. *航空学报*, 2012, 33(8): 1384–1393.
LI Q Y, ZHU C L, BAI T. Simplification of De-icing excitation and influential factors of the Electro-impulse De-icing system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(8): 1384–1393 (in Chinese).

(下转第 195 页)

- Fluid Mechanics*, 2013, 27(6): 32–38 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.06.006
- [25] MARTINAT G, BRAZA M, HOARAU Y, et al. Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds numbers[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2008, 24(8): 1294–1303.
doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2008.08.002
- [26] 李彪辉, 范子柳, 刘丽霞, 等. 柔性旋涡发生器对翼型前缘分离的自适应控制[J]. *气体物理*, 2020, 5(5): 56–62.
LI B H, FAN Z Y, LIU L X, et al. Adaptive control of wing leading edge separation by flexible vortex generator[J]. *Physics of Gases*, 2020, 5(5): 56–62 (in Chinese).
- [27] CASALINO D. An advanced time approach for acoustic analogy predictions[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2003, 261(4): 583–612.
doi: 10.1016/S0022-460X(02)00986-0
- [28] MOREAU S, ROGER M, CHRISTOPHE J. Flow features and self-noise of airfoils near stall or in stall[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference), Miami, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- doi: 10.2514/6.2009-3198
- [29] LARATRO A, ARJOMANDI M, CAZZOLATO B, et al. Self-noise of NACA 0012 and NACA 0021 aerofoils at the onset of stall[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2017, 16(3): 181–195.
doi: 10.1177/1475472x17709929
- [30] SHE Z S, LEVEQUE E. Universal scaling laws in fully developed turbulence[J]. *Physical Review Letters*, 1994, 72(3): 336–339.
doi: 10.1103/physrevlett.72.336
- [31] 余振苏, 苏卫东. 湍流中的层次结构和标度律[J]. *力学进展*, 1999, 29(3): 289–303.
SHE Z S, SU W D. Hierarchical structures and scalings in turbulence[J]. *Advances in Mechanics*, 1999, 29(3): 289–303 (in Chinese).
doi: 10.3321/j.issn:1000-0992.1999.03.001
- [32] TANG Z Q, JIANG N. Scale interaction and arrangement in a turbulent boundary layer perturbed by a wall-mounted cylindrical element[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(5): 055103.
doi: 10.1063/1.5022670

(本文责编: 王颖 英文编审: 杨强)

(上接第164页)

- [21] 周宝玉, 杨辉, 冯伟, 等. 超疏水材料表面冷凝液滴自移除及液滴尺寸分布规律[J]. *表面技术*, 2020, 49(5): 170–176, 190.
ZHOU B Y, YANG H, FENG W, et al. Self-propelled and size distribution of condensate droplets on superhydrophobic surfaces[J]. *Surface Technology*, 2020, 49(5): 170–176, 190 (in Chinese).
- [22] 肖春华, 梁鉴, 倪章松, 等. 超疏水材料和振动除冰相耦合的主被动防冰装置及其方法: CN107127190A[P]. 2017-09-05.
- [23] CHEN J, LIANG H, WU Y, et al. Experimental study on anti-icing performance of NS-DBD plasma actuator[J]. *Applied Sciences*, 2018, 8(10): 1889.
doi: 10.3390/app8101889
- [24] 田苗, 宋慧敏, 梁华, 等. 介质阻挡放电等离子体防除冰实验研究[J]. *化工学报*, 2019, 70(11): 4247–4256.
TIAN M, SONG H M, LIANG H, et al. Experimental study on DBD discharge plasma for anti-icing and de-icing[J]. *CIESC Journal*, 2019, 70(11): 4247–4256 (in Chinese).
- [25] 赵彬彬. 基于DBD-PA的等离子体射流防冰实验研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
ZHAO B B. Experimental study on the anti-icing performance of plasma jets based on DBD-PA[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017. (in Chinese)
- [26] PETRENKO V F. Plasma-based de-icing: US 7138599 B2[P]. 2006-11-21.
https://www.researchgate.net/profile/Victor-Petrenko/publication/313025652_Plasma-based_de-icing/links/588d14eea6fdcc8e63c981fc/Plasma-based-de-icing.pdf
- [27] MENG X, CHEN Z, SONG K. AC-and NS-DBD plasma flow control research[C]//2nd NPU-DLR Workshop on Aerodynamics. Cologne, Germany: German Aerospace Center(DLR), 2014.
- [28] 蔡晋生, 田永强, 孟宣市, 等. 一种介质阻挡放电等离子体除积冰装置及方法: CN104890881A[P]. 2015-9-2.
- [29] MENG X S, HU H Y, LI C, et al. Mechanism study of coupled aerodynamic and thermal effects using plasma actuation for anti-icing[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(3): 037103.
doi: 10.1063/1.5086884
- [30] JAKOB VAN DEN BROECKE. De-icing using ns-DBD plasma actuators[D]. Delft University of Technology, 2016.
- [31] LIU Y, KOLBAKIR C, HU H. A parametric study to explore ns-DBD plasma actuation for aircraft icing mitigation[C]//2018 Flow Control Conference, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia: AIAA, 2018. AIAA 2018-3756.
doi: 10.2514/6.2018-3756
- [32] LIU Y, KOLBAKIR C, STARIKOVSKIY A Y, et al. An experimental study on the thermal characteristics of NS-DBD plasma actuation and application for aircraft icing mitigation[J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2019, 28(1): 014001.
doi: 10.1088/1361-6595/aaedf8
- [33] TIAN Y Q, ZHANG Z K, CAI J S, et al. Experimental study of an anti-icing method over an airfoil based on pulsed dielectric barrier discharge plasma[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(7): 1449–1460.
doi: 10.1016/j.cja.2018.05.008
- [34] KOLBAKIR C, HU H Y, LIU Y, et al. A hybrid anti-/de-icing strategy by combining NS-DBD plasma actuator and superhydrophobic coating for aircraft icing mitigation[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. AIAA 2019-0050.
doi: 10.2514/6.2019-0050
- [35] WEI B, WU Y, LIANG H, et al. SDBD based plasma anti-icing: a stream-wise plasma heat knife configuration and criteria energy analysis[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 138: 163–172.
doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.04.051
- [36] WEI B, WU Y, LIANG H, et al. Performance and mechanism analysis of nanosecond pulsed surface dielectric barrier discharge based plasma deicer[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(9): 091701.
doi: 10.1063/1.5115272
- [37] WU Yun, WEI Biao, LIANG Hua, et al. Flight safety oriented ice shape modulation using distributed plasma actuator units[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(10): 1–5.
- [38] MENG X S, ABBASI A A, LI H X, et al. Bioinspired experimental study of leading-edge plasma tubercles on wing[J]. *AIAA Journal*, 2018, 57(1): 462–466.
doi: 10.2514/1.J057351

(本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫)