

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.012

飞机气动除冰系统试验研究

陈磊¹, 王榆淞¹, 张军², 孔冰娜¹, 朱程香¹

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 成都流体动力创新中心, 成都 610072; 3. 南京航空航天大学
航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 气动除冰技术具有能耗低、可靠性高的优点, 广泛应用于小型商用飞机以及通用航空飞机。研究不同参数对气动除冰效果的影响, 是飞机气动除冰系统设计和优化的基础。本文通过对气囊膨胀高度的研究, 发现充气时间 3 s、充气气压 0.2 MPa 是实现气囊最佳膨胀高度的条件。在此基础上, 先后在地面冷环境以及结冰风洞中建立气动除冰系统试验平台, 开展了不同参数对气动除冰效果的试验研究。试验结果表明, 充气时间、充气气压、气囊宽度及结冰温度对除冰率均有一定程度的影响。并且, 要想实现最好的气动除冰效果, 靠近前缘驻点的气囊需达到一定宽度。此外, 相较于霜冰, 明冰的除冰效果更佳。

关键词: 飞机结冰; 气动除冰; 膨胀高度; 除冰率; 风洞试验

中图分类号: V244.15 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)02-0300-07

Experimental Research on Pneumatic De-icing Systems of Aircraft

CHEN Lei¹, WANG Yusong¹, ZHANG Jun², KONG Bingna¹, ZHU Chengxiang¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Chengdu Fluid Dynamics Innovation Center, Chengdu 610072, China; 3. State Key Laboratory of Mechanics and Control for
Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Pneumatic de-icing technology has the advantages of low energy consumption and high reliability. It is widely used in small commercial aircraft as well as general aviation aircraft. Investigating the impact of various parameters on the effectiveness of pneumatic de-icing is fundamental for the design and optimisation of pneumatic de-icing systems. It is found that the inflation time of 3 s and the inflation air pressure of 0.2 MPa are the best conditions for the airbag expansion through the measurement of the expansion height. Then, experimental platforms for pneumatic de-icing systems are established in ground cold environment and the icing wind tunnel. Experimental studies on the effect of different parameters on pneumatic de-icing are carried out. The test results show that the inflation time, inflation pressure, airbag width and icing temperature all have a certain degree of influence on the de-icing rate. The best pneumatic de-icing effect is achieved only when the airbag near the leading edge stationary point reaches a certain width. In addition, the de-icing effect of glaze ice is better than that of rime ice.

Key words: aircraft icing; pneumatic de-icing; expansion height; de-icing rate; wind tunnel tests

云层中存在过冷水滴, 当飞机穿过含有过冷水滴的云层时, 会在飞机的迎风面形成结冰现象^[1]。飞机结冰会降低飞机的气动性能, 影响飞机的稳定性和机动性, 严重时甚至会造成飞行事故^[2-3]。从

基金项目: 国家某部委级科研项目(2023-XT3S-JSFW-50002); 国家自然科学基金(12227802); 国家自然科学基金重点项目(11832012); 中央高校基本科研业务费专项资金(3082020NP2020402)。

收稿日期: 2023-07-05; **修订日期:** 2023-09-11

通信作者: 朱程香, 女, 副教授, E-mail: cxzhu@nuaa.edu.cn。

引用格式: 陈磊, 王榆淞, 张军, 等. 飞机气动除冰系统试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 300-306.
CHEN Lei, WANG Yusong, ZHANG Jun, et al. Experimental research on pneumatic de-icing systems of aircraft[J].
Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 300-306.

1969—2005年,世界上由于结冰引起的飞行事故,已经造成500多人死亡,并且造成了重大的财产损失^[4]。

为了降低结冰对飞行安全的影响,飞机上通常安装有相应的防/除冰技术。其中防冰系统不允许结冰现象的出现,而除冰系统则允许飞机在有少量积冰的基础上进行周期性的除冰^[5]。传统的除冰技术主要包括热除冰技术与机械除冰两大类^[6]。其中热防护系统随着环境温度降低和来流风速提升,会消耗更多能量并且伴随着除冰周期的增加^[7]。机械除冰中的气动除冰因其方法直接高效、能耗较低,成为一种方便可靠的除冰系统^[8]。气动除冰通过在易结冰区域布置膨胀套,当出现结冰现象时,通过循环的充放气,实现膨胀套的膨胀与收缩,进而除去膨胀套上方的积冰^[9]。自1980年以来,气动除冰广泛应用于多种机型中,有了较好的除冰保证^[10]。加上其质量轻、造价低、工作稳定且除冰效果好等优点,仍运用于部分小型商用飞机以及通用航空飞机上。随着中国对飞机适航审定标准的提高,Y12F飞机和TP150飞机均采用了气动除冰这一除冰方式,并且通过了国外的结冰风洞试验^[11]。

气动除冰可以通过改变充气时间、充气压力以及膨胀管的布局来改变它的除冰效率。气囊随着气体的充入,会产生6~10 mm的形变,表面冰层在弯曲力的作用下破碎并在剪切力的作用下被剥离^[12]。当充气时间在5~10 s、充气气压在0.17~0.34 MPa的条件下,可以将膨胀套上方的积冰除掉^[13]。文献^[14]指出,当气囊宽度分别为25 mm和32 mm两种尺寸时,在不同充气气压下除冰性能也不同,但未对原因进行分析。目前有一种作用于直升机除冰的特殊气动除冰方式,不同于寻常的气动除冰系统,它将叶片内部旋转产生的气压差作为压力驱动系统,进而降低除冰系统的质量,但对于所需要的充气压力、充气时间没有进行分析^[15]。

综上所述,研究满足除冰要求的许用形变,以及不同因素对其许用形变的影响是极为必要的。充气气压、充气时间、气囊宽度都会影响气囊的形变,进而影响气动除冰效果。通过对结冰温度的研究,可寻找到气动除冰的最佳工作温度。通过对不同因素的研究,可为气动除冰系统的设计与优化提供支持。

1 气动除冰原理

气动除冰上的膨胀套由众多气囊组成,靠着气囊的充放气来实现除冰的效果。气囊充气过程中,

气流和气囊内壁之间存在着气固耦合问题,即气囊充气膨胀过程中,气囊壁会在气流作用下而产生位移^[16-17]。气囊的形变导致附着在气囊上方的冰层会随之有一个形变,当形变超过一定范围后,冰层会发生断裂、破碎,并随之掉落^[18]。一些没有掉落的冰,会随着外力的作用去除,这些外力包括气动力、离心力和振动力等。

如图1所示为气囊的充气示意图。因此,气囊的形变越大,除冰效果越好。膨胀高度作为形变量的一个具体特征,可以代表形变量变化的大小。

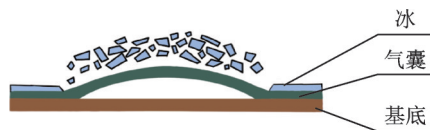


图1 气囊充气示意图

Fig.1 Schematic diagram of airbag inflation

气囊的充气放气是一个中间有着复杂力学变化的过程,为了简便分析,可以通过分析某一时刻力的变化,进而分析整个膨胀过程中的力学变化。膨胀后的囊体为薄膜结构,根据薄膜理论,在充气气压作用下,薄膜结构受力情况如图2所示^[19]。

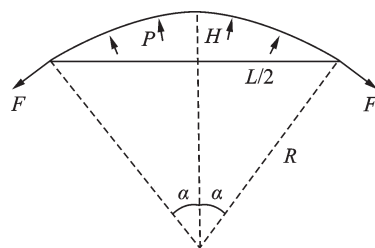


图2 薄膜结构受力情况

Fig.2 Structural stresses on thin film

橡胶两端所受 F 向下的分力 F_1 与橡胶因受内部压力所受向上的合力 F_2 分别为

$$F_1 = 2D\Delta\delta\sigma \sin \alpha \quad (1)$$

$$F_2 = 2 \int_0^\alpha PR\Delta\delta \cos.x dx \quad (2)$$

式中: D 为气囊壁厚; $\Delta\delta$ 为选取的无穷小气囊宽度; σ 为气囊壁所受应力; α 为气囊膨胀区域角度的一半; P 为气囊壁上等效压强,即任意时刻气囊处于受力平衡时的气压; R 为气囊膨胀时窄边等效半径。

对于整体薄膜结构竖直方向合力为0,于是 $F_1 = F_2$,化简可得

$$\sigma = \frac{PR}{D} \quad (3)$$

由本构关系与线应变计算式

$$\sigma = E\varepsilon \quad (4)$$

$$\epsilon = \frac{\Delta l}{L} \quad (5)$$

式中: E 为弹性模量; ϵ 为应变; Δl 为气囊宽度方向形变量; L 为气囊初始宽度^[14]。

将式(3~5)联立可推导出气囊拉伸形变量的关系式

$$\Delta l = \frac{PLR}{DE} \quad (6)$$

此时气囊总长为 $L + \Delta l$,对于该结构存在几何关系

$$R \sin \alpha = \frac{L}{2} \quad (7)$$

$$\frac{\alpha}{\pi} = \frac{L + \Delta l}{2\pi R} \quad (8)$$

$$H = R(1 - \cos \alpha) \quad (9)$$

将式(6~9)联立,最终得出膨胀高度与气囊宽度、充气压力、橡胶厚度、橡胶弹性模量有着密切的关系,进而得出气囊宽度、充气压力、橡胶厚度、橡胶弹性模量对橡胶膨胀时的形变有较大的影响。因为此时只是对其某个时刻的研究,充气时间也对形变量有影响。

2 地面平板试验研究

地面平板试验是风洞试验的准备试验,通过对地面试验因素的研究,确定风洞试验的研究对象。地面平板试验分为膨胀高度试验和地面除冰效果试验。膨胀高度试验通过测量气囊膨胀时的高度来表征气囊的形变量,膨胀高度越高代表气囊形变越大,除冰效果越好。

2.1 气囊膨胀高度试验研究

2.1.1 膨胀高度试验平台建立

膨胀高度试验平台由充气装置与高度测量装置组成,如图3所示。充气装置由真空泵、电子计时阀、气囊依次相连,气体从真空泵出来经过电子计时阀最终进入气囊使气囊膨胀。其中真空泵用于压缩空气给气囊充气并控制充气气压,电子计时阀用于控制充气时间。高度测量装置由位移传感器、NI采集卡等组成。位移传感器固定在被测气囊中线上上方,使其接触到橡胶表面,通过NI数据采集卡连接到电脑,当气囊膨胀时,位移传感器收缩,通过NI采集卡得到电位数据,在电脑上的Lab-

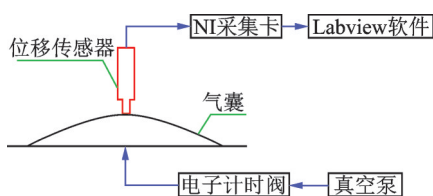


图3 膨胀高度试验平台

Fig.3 Platform for expansion height test

view软件中得到相应的电压数据,将电压转换成相应的位移数据。

2.1.2 膨胀高度试验结果与分析

由于气囊材料为橡胶制品,在重复性进行膨胀收缩运动后不能完全保持原有外形,导致测量的膨胀高度出现一定误差,因此本节所测得数据均为至少两次的重复实验所得数据。

(1) 充气气压与充气时间对膨胀高度的影响

在充气时间3 s的条件下,绘制如图4所示不同气囊宽度下充气气压与膨胀高度的关系图。在充气气压0.2 MPa的条件下,绘制如图5所示不同气囊宽度下充气时间与膨胀高度的关系图。分析试验结果可知,气压在0.1~0.35 MPa内,膨胀高度与充气气压呈正线性相关;随着充气时间的增加,膨胀高度先增大最终在3 s后趋于稳定。由式(6)可知,当气囊充气时,随着充气气压与充气时间的增大,气囊宽度方向形变量增大,膨胀高度增大。充气气压与充气时间的不同决定了冲入气体总量不同,进而影响了最终的形变量。

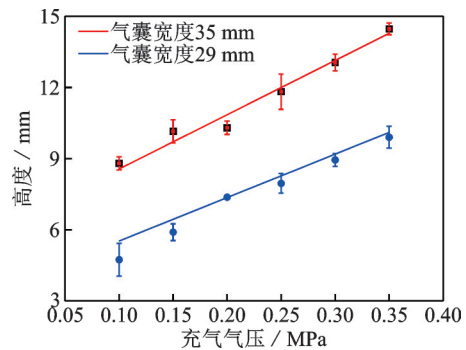


图4 不同气囊宽度条件下充气气压与膨胀高度关系图

Fig.4 Relationship between inflation pressure and expansion height under different airbag width conditions

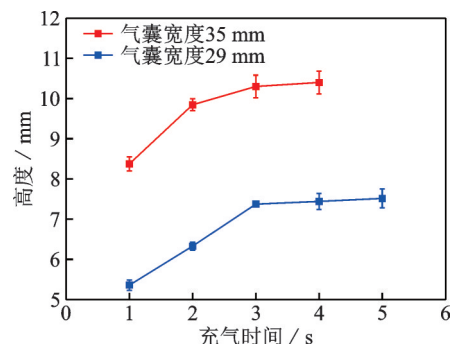


图5 不同气囊宽度条件下充气时间与膨胀高度关系图

Fig.5 Relationship between inflation time and expansion height under different airbag width conditions

(2) 气囊宽度对膨胀高度的影响

在充气气压0.2 MPa、充气时间3 s的条件下,绘制如图6所示不同气囊宽度与膨胀高度的关系图。分析试验结果可知,膨胀高度与气囊宽度呈正

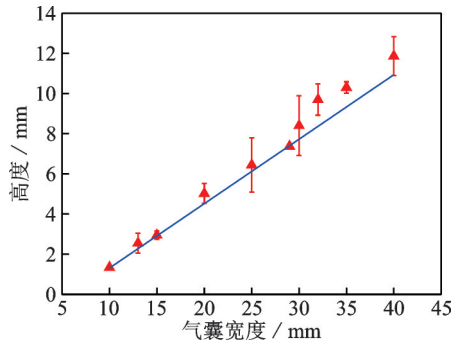


图6 气囊宽度与膨胀高度关系图

Fig.6 Relationship between airbag width and expansion height

相关关系。由式(6)可知,气囊拉伸长度与气囊宽度呈正相关关系,当气囊宽度增大时,气囊宽度方向的形变量增大,膨胀高度随之增大。

2.2 地面除冰效果试验研究

根据膨胀高度试验可得,膨胀高度与充气气压、充气时间、气囊宽度都有关系,但膨胀高度与除冰率并不一定呈线性关系,因此研究不同因素下除冰率的变化必不可少。由于结冰厚度变化是通过改变注水量实现的,且每次注水时的水温、注水量和注水速度等都存在一定人为误差,加之冰晶成核具有一定随机性,冰中的气泡等都会对最终数据有影响,因此本节所测得数据均为至少3次的重复实验所得数据。

2.2.1 地面除冰平台的建立

地面除冰试验平台由充气装置、除冰拍照装置。充气装置与膨胀高度试验相同。除冰拍照装置是将气囊水平放置在支架上并置于恒温制冷箱中,通过温度传感器控制气囊上的温度。将拍照装置置于基板的正上方,实时拍摄结冰过程。通过ImageJ软件上容差的输入筛选出除冰区域,再求出除冰区域占总区域的百分比。除冰效果以除冰率进行定量表征,除冰率定义为去除冰层的面积与结冰总面积的比值。如图7所示为通过ImageJ处理后的结冰区域对比。



图7 ImageJ处理后的结冰区域对比

Fig.7 Comparison of icing areas after ImageJ processing

2.2.2 除冰效果研究

(1) 充气气压与充气时间对除冰效果的影响

在充气时间3 s、结冰温度为 $-11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、结冰厚度为6 mm的条件下,绘制如图8所示不同气囊宽度

条件下充气气压与除冰率的关系图。在充气气压0.2 MPa、结冰温度为 $-11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、结冰厚度为6 mm的条件下,绘制如图9所示不同气囊宽度条件下充气时间与除冰率的关系图。分析试验结果可知,除冰率与充气气压呈正线性相关;随着充气时间的增加,除冰率先增大最终在3 s后趋于稳定。这与地面试验做出的结果相似,表明膨胀高度与地面除冰试验在充气气压与充气时间方面呈线性相关关系。当气囊充气后,气囊宽度方向形变增大,充气气压与充气时间的增大导致气囊宽度方向形变增大,气囊与冰层界面因为形变差而导致分离。

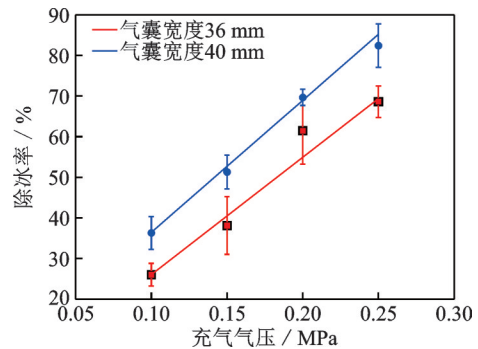


图8 充气气压与除冰率关系图

Fig.8 Relationship between inflation pressure and de-icing rate

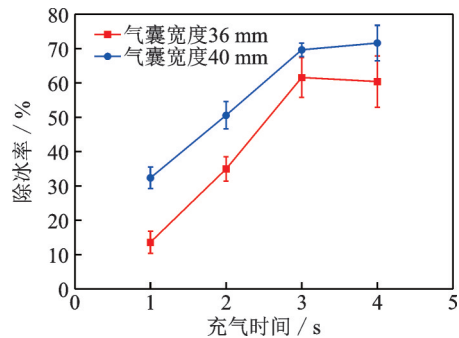


图9 充气时间与除冰率关系图

Fig.9 Relationship between inflation time and de-icing rate

(2) 结冰温度对除冰效果的影响

在充气气压0.2 MPa、充气时间3 s、结冰厚度6 mm的条件下,绘制如图10所示结冰温度与除冰率的关系图。分析试验结果可知,除冰率与结冰温度呈正相关关系,并且随着结冰温度的增加除冰率增长速率先变大后变小。当温度低于 $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,很难将冰除去;当温度高于 $-9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,比较容易除去。这主要因为温度越低,冰层与橡胶材料的界面应力越高,膨胀提供的切向应力难以将橡胶表面的冰完全去除。

(3) 气囊宽度对除冰效果的影响

在充气气压0.2 MPa、充气时间3 s、结冰温度

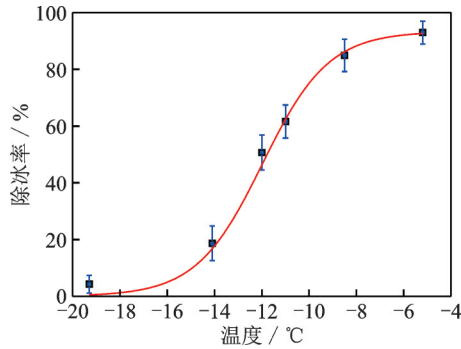


图10 结冰温度与除冰率关系图

Fig.10 Relationship between freezing temperature and de-icing rate

为 $-11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、结冰厚度 6 mm 的条件下,绘制如图11所示气囊宽度与除冰率的关系图。分析试验结果可知,除冰率与气囊宽度呈正相关关系,并且太小的气囊宽度无法除去上方的积冰。当气囊充气后,气囊宽度方向形变增大,气囊宽度的增大改变了气囊宽度的形变量,气囊与冰层界面形变差因此增大。

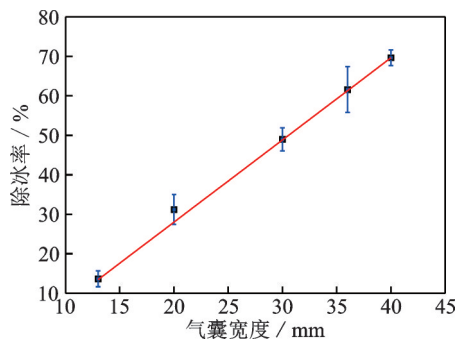


图11 气囊宽度与除冰率关系图

Fig.11 Relationship between airbag width and de-icing rate

3 风洞除冰效果试验研究

通过前期平板气囊试验,确定了气囊膨胀有着较好的除冰效果,对气动除冰效果进行了初步验证。但前期试验使用的是静态冻结冰,也未考虑结冰流场,因此,为弥补前期试验的不足,在风速 25 m/s 的风洞试验条件下,进行充气压力 0.3 MPa 、充气时间 2 s 的机翼气动除冰系统性能研究^[20]。

3.1 试验对象

膨胀套试验样件分为如图12两种,第1种是膨胀套中心线作为两条气囊的分界线的试验样件;第2种是同一气囊横跨膨胀套中心线的试验样件。将其附在铝基底,弦长 300 mm ,展长 296 mm 的NACA0012翼型上,前缘可更换不同的气囊试样件。将膨胀套中心线对应机翼的前缘驻点,膨胀

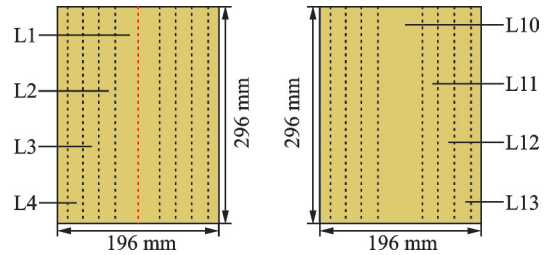


图12 膨胀套试验样件

Fig.12 Test specimens of airbags

套附着部分约占弦长 30% 。

3.2 试验结果及分析

试验对象通过固定底座与结冰风洞固连,整体位于结冰风洞试验段的中部,风洞试验结冰图像如图13所示。



图13 风洞试验结冰图像

Fig.13 Experimental image in icing wind tunnel

为了取得风洞试验除冰前后图像并计算除冰率,本试验选取俯视角度采集图像。因此第1种试验样件对应的L1的宽度为它原本宽度,而第2种试验样件对应的L10的宽度为它平板宽度的一半。

3.2.1 结冰类型对除冰效果的影响

在充气压力 0.2 MPa ,充气时间 3 s 的条件下,通过控制结冰温度进而控制结冰类型。经过试验得出结论:在明冰状态下除冰率 $85\%\sim 95\%$,在霜冰状态下除冰率 $65\%\sim 70\%$ 。分析试验结果可知,明冰相较于霜冰更易除去。因为明冰中气孔较少、质地紧密,膨胀时冰会尽快到达断裂极限,因此更容易除去。霜冰因为其气孔较大,膨胀时会有一定的弹性,不容易直接将膨胀套上方冰层除掉。

3.2.2 气囊宽度对除冰效果的影响

在充气压力 0.2 MPa 、充气时间 3 s 、结冰温度为 $-6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的条件下,绘制如图14所示气囊L1、L10宽度与除冰率的关系图。同时因为L2和L11宽度对除冰率影响效果不明显,因此在图15进行了集中讨论。

分析结果可知,L1宽度为 10 mm 时除冰率接近于零,而L1宽管在 20 mm 以上除冰率接近百分之百,L10宽度对应除冰率变化在L1宽度对应除

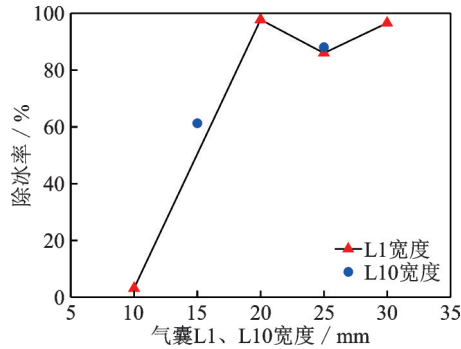


图 14 气囊 L1、L10 宽度与除冰率关系图

Fig.14 Relationship between widths and de-icing rates of airbags L1, L10

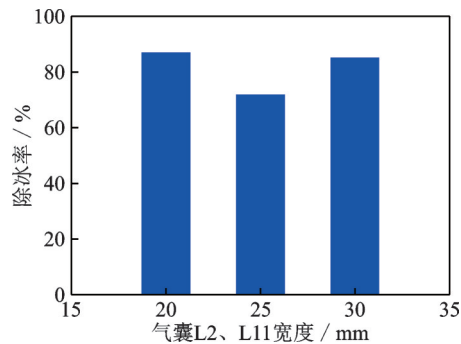


图 15 气囊 L2、L11 宽度与除冰率关系图

Fig.15 Relationship between widths and de-icing rates of airbags L2, L11

冰率的变化趋势上。由此可知,第 1 根气囊宽度对应除冰率与布局无关。分析图 15 试验结果可知,不同膨胀套布局,第 2 根气囊不同宽度的除冰率差距不大,并且都有较好的除冰效果。

因为前缘驻点方向有一定曲率,冰在很小的变形下就会破碎,因此在 20 mm 后几乎全部除去。在离前缘驻点较远的地方受曲率的影响较小,但会受到气动力的影响,当前缘冰掉落,第 2 气囊上方的冰更容易除去,因此对气囊宽度的影响并不明显。

4 结 论

气动除冰作为飞机除冰技术的一种,研究各种因素对其除冰效果的影响是对气动除冰系统设计的基础。通过地面试验的研究确定了风洞试验的工况,在风洞试验中进行各种因素对气动除冰的效果影响。通过试验总结出充气气压、充气时间、结冰类型、气囊宽度对气动除冰效果均有一定影响。

(1) 充气气压 0.2 MPa、充气时间 3 s 可以除掉大部分冰。

(2) 相对于霜冰,明冰更容易去除。

(3) 不管哪种布局,靠近前缘驻点的第 1 根气

囊宽度达到 20 mm 后,除冰率接近 100%。当第 1 根气囊宽度上的冰层大部分除去后,第 2 根气囊宽度对于除冰率的影响不是很大。

(4) 针对本次试验提出展望,为了达到更高的除冰效果,可以采用第 1 根和第 2 根气囊宽度都为 20 mm 的膨胀套布局。

参考文献:

- [1] 王岩,王渊,朱程香,等. 谐振式飞机结冰探测传感器仿真及实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 267-273.
WANG Yan, WANG Yuan, ZHU Chengxiang, et al. Simulation and experimental study of aircraft icing detection sensor by resonant[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 267-273.
- [2] CAO Yihua, TAN Wenyuan, WU Zhenlong. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75: 353-385.
- [3] STROBL T, STORM S, THOMPSON D, et al. Feasibility study of a hybrid ice protection system[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(6): 2064-2076.
- [4] 李红琳. 严格飞机除冰/防冰液适航审定[J]. 中国民用航空, 2006(2): 29-31.
LI Honglin. Strengthen certification of deicing/anti-icing fluid[J]. Journal of Civil Aviation of China, 2006(2): 29-31.
- [5] 朱春玲,朱程香. 飞机结冰及其防护[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
ZHU Chunling, ZHU Chengxiang. Aircraft icing and its protection[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [6] 李清英,白天,朱春玲. 电脉冲除冰系统的电磁场分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(1): 95-100.
LI Qingying, BAI Tian, ZHU Chunling. Electromagnetic field analysis for electro-impulse de-icing system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(1): 95-100.
- [7] WEI Kexiang, YANG Yue, ZUO Hongyan, et al. A review on ice detection technology and ice elimination technology for wind turbine[J]. Wind Energy, 2020, 23(3): 433-457.
- [8] PARENT O, ILINCA A. Anti-icing and de-icing techniques for wind turbines: Critical review[J]. Cold Regions Science and Technology, 2011, 65(1): 88-96.
- [9] WEISEND N A. Design of an advanced pneumatic de-

- icer for the composite rotor blade[J]. *Journal of Aircraft*, 1989, 26(10): 947-950.
- [10] PALACIOS J, WOLFE D, BAILEY M, et al. Ice testing of a centrifugally powered pneumatic deicing system for helicopter rotor blades[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(3): 1-12.
- [11] 高郭池, 李保良, 丁丽, 等. 气动除冰飞机结冰风洞试验技术[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(2): 95-101.
GAO Guochi, LI Baoliang, DING Li, et al. Icing wind tunnel test technology for pneumatic de-icing aircraft[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(2): 95-101.
- [12] 于周, 舒立春, 胡琴, 等. 覆冰厚度对气动脉冲除冰效果影响的数值仿真与试验验证[J]. *电工技术学报*, 2023(3): 1-8.
YU Zhou, SHU Lichun, HU Qin, et al. Numerical simulation and experimental verification of the influences of icing thicknesses on pneumatic impulse de-icing effects[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2023(3): 1-8.
- [13] FILBURN T. Anti-ice and deice systems for wings, nacelles, and instruments[M]//*Commercial Aviation in the Jet Era and the Systems That Make It Possible*. Cham, Germany: Springer International Publishing, 2020: 99-109.
- [14] 殷红. 气囊除冰过程分析及在风力机上的应用研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2021.
YIN Hong. Method for monitoring icing of wind turbine blades based on image processing[D]. Chongqing: Chongqing University, 2021.
- [15] DRURY M D, SZEFI J T, PALACIOS J L. Full-scale testing of a centrifugally powered pneumatic deicing system for helicopter rotor blades[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(1): 220-228.
- [16] 卫剑征, 苗常青, 杜星文. 充气太阳能帆板展开动力学数值模拟预报[J]. *宇航学报*, 2007, 38(2): 322-326.
WEI Jianzheng, MIAO Changqing, DU Xingwen. Simulation prediction of deployment dynamics of inflatable solar array[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 38(2): 322-326.
- [17] 卫剑征, 谭惠丰, 杜星文. 空间充气管展开动力学研究进展[J]. *力学进展*, 2008, 38(2): 177-189.
WEI Jianzheng, TAN Huifeng, DU Xingwen. Research progress of deployment dynamics of space inflatable booms[J]. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(2): 177-189.
- [18] MARTIN C A, PUTT J C. Advanced pneumatic impulse ice protection system (PIIP) for aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(4): 714-716.
- [19] 苗常青, 祖振南, 王首骞, 等. 充气囊体力学性能试验研究[J]. *载人航天*, 2018, 24(3): 383-387.
MIAO Changqing, ZU Zhennan, WANG Shouqian, et al. Experimental study on mechanical properties of inflatable cabin[J]. *Manned Spaceflight*, 2018, 24(3): 383-387.
- [20] PELLICANO P, RILEY J. Residual and inter-cycle ice for lower-speed aircraft with pneumatic boots[C]//*Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA: AIAA, 2007.

(编辑:张蓓)