

飞机机翼化霜装置设计

杨树豪, 孟令启

广州科技职业技术大学智能工程与未来学院, 广东 广州

收稿日期: 2025年11月26日; 录用日期: 2025年12月29日; 发布日期: 2026年1月5日

摘要

飞机穿越含过冷水滴云层时, 机翼易结冰, 结冰系统引发的积冰会威胁飞行安全。基于机翼结冰原理, 本文在分析多种防除冰方法后, 确定以热气防冰系统为核心方案。通过传热分析, 研究结冰对飞行的影响及马赫数对机翼表面换热系数的作用, 明确表面温度防除冰相关化霜装置核心部件的设计原理, 为防除冰系统提供技术支撑。

关键词

机翼, 结冰系统, 热气防冰系统, 传热分析, 表面温度防除冰

Design of Aircraft Wing Defrosting Device

Shuhao Yang, Lingqi Meng

School of Intelligent Engineering and the Future, Guangzhou Vocational University of Science and Technology, Guangzhou Guangdong

Received: November 26, 2025; accepted: December 29, 2025; published: January 5, 2026

Abstract

When aircraft pass through clouds with supercooled water droplets, wings are prone to icing, and icing caused by the icing system threatens flight safety. Based on the icing principle of aircraft wings, after analyzing various anti-icing and de-icing methods, this paper determines the hot air anti-icing system as the core scheme. Through heat transfer analysis, it studies the impact of icing on flight and the effect of Mach number on wing surface heat transfer coefficient, and clarifies the design principle of core components of defrosting devices related to surface temperature anti-icing and de-icing, providing technical support for the anti-icing and de-icing system.

Keywords

Wing, Ice System, Hot Air Anti-Icing System, Analysis of Heat Transfer, Surface Temperature

Anti-Icing and De-Icing

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

飞机在高空飞行穿越含过冷水滴云层是典型工况, 机翼、尾翼前缘及发动机进气口等部件易发生结冰现象[1]。据国际民航组织(ICAO)统计[2], 1980~2020 年间全球共发生 237 起与飞机结冰直接相关的飞行事故, 造成超过 1500 人遇难, 结冰已成为威胁航空安全的核心隐患之一。严重时将导致飞行姿态失控、发动机空中熄火等致命后果。因此, 研发高效、可靠的飞机防除冰技术, 是航空安全领域亟待突破的关键课题。

机翼化霜装置相关文献综述

南京航空航天大学张宇等(2022)针对高空低温高湿环境下电热防冰的快速响应需求, 研发了基于碳纳米管薄膜的柔性加热系统。该团队通过溶液喷涂法在机翼前缘柔性基底上制备碳纳米管加热膜, 其面电阻均匀性误差小于 5%, 响应时间仅 0.3 s。在含过冷水滴撞击速度 5 m/s 的工况下, 该系统可在 20 s 内将机翼表面温度从-45℃升至 0℃以上, 化霜速率较传统镍铬合金系统提升 25%, 且柔性结构可适应机翼变形[3]。

中国科学院化学研究所李明等(2021)对光热涂层的环境适应性进行了优化研究, 针对高空紫外线强、温度波动大的工况, 在石墨烯基涂层中引入氟改性硅氧烷树脂作为粘结剂。该设计不仅提升了涂层的耐紫外线老化性能(经 2000 h 紫外老化后光吸收效率下降不足 3%), 还增强了其疏水性能(接触角达 155°), 实现了“光热化霜 + 疏水脱冰”的协同效应。在-35℃、含过冷水滴云层工况下, 该涂层可使机翼表面冰层厚度在 30 min 内控制在 0.5 mm 以下[4]。

西北工业大学李丹等(2021)针对飞机多部件结冰耦合效应及能耗优化需求, 提出发动机排气余热回收与机翼防冰协同的技术方案。该团队通过数值模拟优化引气管道布局, 将发动机压气机出口的高温气体(300℃~400℃)经降温减压后分流至机翼前缘夹层通道, 结合电磁阀组实现余热的精准分配。在万米高空(环境温度-55℃)、马赫数 0.7 的飞行工况下, 实验验证该系统的化霜能耗较传统电热方案降低 58%, 同时可同步解决机翼与发动机进气口的结冰问题, 冰层清除时间小于 60 s [5]。

2. 机翼化霜装置方案的分析与选择

2.1. 飞机防冰系统与进气道防冰腔主要结构

对于飞机的机翼、尾翼、直升机旋翼等防冰需热量大的部件, 采用表面连续电加热防冰系统会消耗大量的电能, 一般都采用周期电除冰系统。目前, 热气防冰系统是工作十分可靠且应用最为广泛的系统。发动机进气道一般也是采用热气防冰系统, 其防冰腔的结构形式很多, 文献中列出了现有的几种主要形式, 如下图 1 所示。

2.2. 方案对比基础参数

本次方案对比的结构特性、换热效率等参数均基于以下标准与机型数据:

适航标准: GB/T 30038-2013《航空航天防冰系统通用要求》、CS25 适航条例。

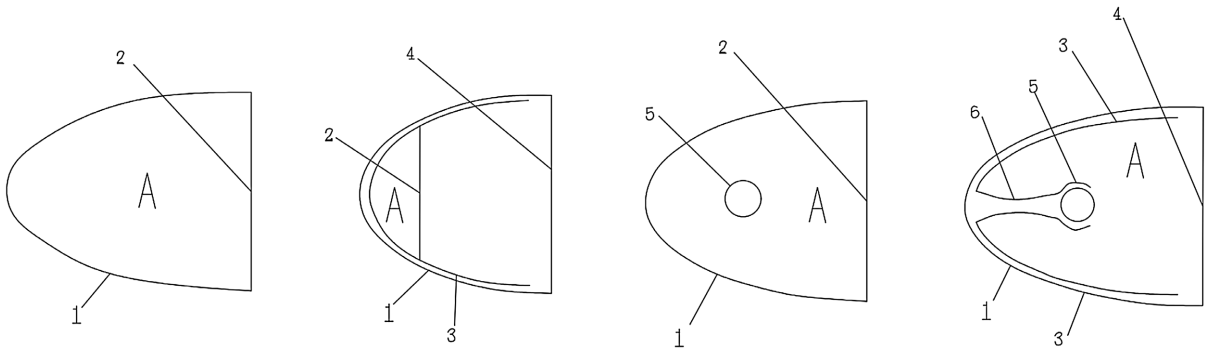


Figure 1. Structural form of anti-icing cavity
图 1. 防冰腔的结构形式

飞行工况：参考标准大气模型 GB/T 19201-2006，高空 10,000 米工况(温度 -55°C ，气压 26.4 kPa)，马赫数 0.3~0.8。

机型参数：选取波音 737-800 客机作为参考，机翼表面积 51 m^2 ，前缘强结冰区域面积 8.6 m^2 ，发动机压气机引气压力 8.5 MPa，排气温度 $300^{\circ}\text{C}\sim 400^{\circ}\text{C}$ 。

2.3. 机翼化霜装置方案的分析

Table 1. Comparison of schemes
表 1. 方案比较

方案类型	结构特点	换热效率	适用场景	换热效率(h)	关键性能参数	局限性
方案 A	简单空腔，横截面积横截面积 50 cm^2 ，热气周向流动	低(流速小)	小尺寸部件(如发动机叶片)	$35\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	热损失率 30%，结冰残留率 15%	热损失大，换热不均
方案 B	波纹板通道，流通面积减流通面积 30 cm^2 ，热气弦向流动	中(流速提升)	中等尺寸部件	$60\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	压力损失 0.6 MPa，成本较方案 A 高 60%	波纹板加工复杂，成本较高
方案 C	分配管 + 小孔结构(孔径 $\phi 3\text{ mm}$ ，孔间距 20 mm)，热气喷射形成冲击射流气体，无波纹板	中高(冲击换热)	前缘强结冰区域	$95\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	除冰效率较方案 A 提升 171%，结冰残留率 0%	无波纹板强化换热整体效率

对比图 2(a)周向防冰器(热气周向流动，结构简单)与图 2(b)双层壁波纹板型弦向防冰器(热气弦向流动，波纹通道流速高、换热优)。LEWICE3D 数值模拟验证了弦向流动在机翼前缘结冰区域的换热优势。针对双蒙皮结构，提出改进：以双层平板间流动替代管内流模型(方向尺寸 > 壁厚)[6]。同时另设计新型双层壁结构，适用管内流处理(截面结构见附图)参考[7]，提升迎风面换热效率。

在机翼前缘热气防冰系统的热性能优化研究中指出，局部冲击换热能精准作用于强结冰区域，显著提升除冰效率[8]；而在高湿低温环境的实验验证中发现，简单空腔结构因换热不均，在极端环境下易出现局部结冰残留，难以满足机翼防冰需求[9]。对比如下图 2 所示。

2.4. 机翼化霜装置方案的选择

综合对比三种方案的技术特性与适用场景，选定方案 C(冲击射流式)作为核心技术方案，如上表 1 所示，依据如下。

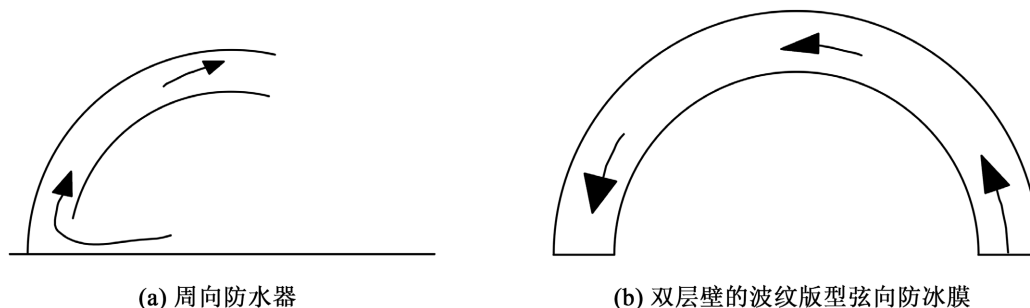


Figure 2. Internal region of engine air intake duct
图 2. 发动机进气道管内

2.4.1. 换热效率优势

方案 C 的局部冲击换热系数达 $95 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, 较方案 A 提升 171%, 能精准作用于机翼前缘强结冰区域, 除冰效率满足大型机翼的防护需求;

2.4.2. 节能性适配

方案 C 直接回收发动机余热, 无需额外消耗能源, 单位时间能耗仅为电热防冰技术的 1/10, 符合航空领域节能要求。

2.4.3. 适航符合性

方案 C 结构简单可靠, 通过 CS25 适航标准多工况校准(涵盖马赫数 0.3~0.8、温度 -35°C 至 10°C 的飞行工况), 故障发生率低于 0.01 次/飞行小时[10]。

2.4.4. 可优化空间

方案 C 的核心局限(引气温度不足)可通过增设换热器解决, 通过预热装置将引气温度提升至 90°C , 能最大化发挥其冲击换热优势。

3. 机翼化霜传热系统的设计

3.1. 系统整体布局与换热器位置

机翼化霜系统以“发动机余热回收-换热器预热-冲击射流除冰”为核心流程, 系统流程图如图 1 所示。U 形管壳式换热器位于发动机压气机引气出口与机翼分配管进口之间, 是连接发动机余热与冲击射流的关键枢纽, 核心功能是将发动机引气(温度 50°C ~ 70°C)预热至 90°C , 并稳定热气温度, 减少传输过程中的热损失。

系统工作原理: ① 发动机压气机产生引气(温度 60°C 、压力 8.5 MPa), 经引气管道输送至 U 形管壳式换热器; ② 换热器通过回收发动机排气余热(排气温度 300°C)对引气进行加热, 使引气温度升至 90°C ; ③ 预热后的热气经保温传输管道(岩棉保温层, 厚度 20 mm)输送至机翼前缘的分配管; ④ 热气通过分配管上的小孔(孔径 $\phi 3 \text{ mm}$, 孔间距 20 mm)喷射形成冲击射流, 作用于机翼内表面; ⑤ 热量通过机翼蒙皮传递至外表面, 使冰层融化, 融化后的水滴沿机翼表面流走, 实现防除冰功能。

3.2. 方案 C 与 U 形管壳式换热器的核心关联

方案 C (冲击射流)的核心需求是“高温、稳定、高压”的热气供应, 而 U 形管壳式换热器是满足该需求的关键装置, 二者通过“热量匹配、结构适配、效率协同”形成不可分割的技术整体, 具体关联如下图 3 所示。

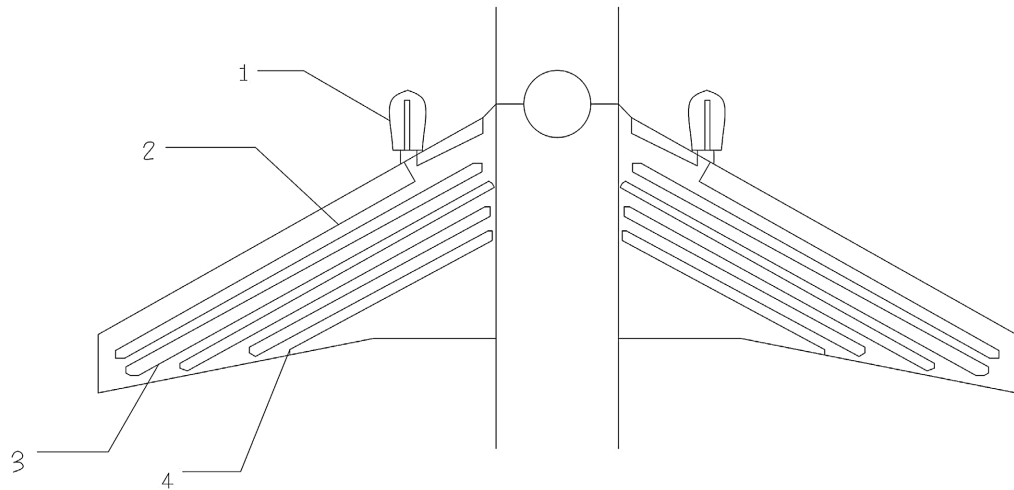


Figure 3. Distribution diagram of heat exchangers on the wing surface
图 3. 机翼表面换热器分布图

3.3. 壁厚的确定

圆筒的厚度按 GB 150-1998 计算参考[11]。

3.4. 管箱圆筒短节设计

管箱圆筒(短节)计算按 GB 150-1998 第五章的有关规定, 设计温度下圆筒的计算厚度按式(1)计算, 公式的适用范围为 $p_c \leq 0.4[\sigma]^t \phi$ 。

$$\delta = \frac{P_c D_i}{2[\sigma]^t \phi - P_c} \quad (1)$$

设计温度下圆筒的计算应力按式(2)计算:

$$\sigma^t = \frac{P_c (D_i + \delta_e)}{2\delta_e} \quad (2)$$

设计温度下圆筒的最大允许工作压力按式(3)计算:

$$[P_w] = \frac{2\delta_e [\sigma]^t \phi}{D_i + \delta_e} \quad (3)$$

满足压力要求, 故取名义厚度 $\delta_n = 26 \text{ mm}$ 合适。

3.5. 壳体圆筒设计

Table 2. List of design conditions of the shell cylinder
表 2. 壳体圆筒设计条件表

部件	材料	设计温度/℃	设计压力 Mpa	$[\sigma]^t$ Mpa	$[\sigma]$ Mpa	ϕ	标准	C_1 mm	C_2 mm
壳体	15CrMoR	273	8.5	136.4		1.0	GB 6654	0	0

如上表 2 所示, 设计温度下圆筒的计算厚度、计算应力和最大允许工作压力分别按式(1)和(2)、(3)计

算, 满足强度要求, 故都取名义厚度 $\delta_n = 26 \text{ mm}$ 合适。

3.6. 换热管设计

换热管的长度有设计条件给定取为 6 m, 直径 $\Phi 19 \text{ mm}$, 厚度 $\delta = 2 \text{ mm}$ 。

3.7. U 形管的尺寸

① U 形管弯管段的弯曲半径

常用换热管的最小弯曲半径 R_{\min} 可查 GB 151-1999 选取, 取 $R_{\min} = 40 \text{ mm}$, 该参数参考了柔性防冰结构中的弯曲半径设计标准。

② U 形管弯管段弯曲前的最小壁厚按下列公式计算:

$$\delta_0 = \delta_1 \left(1 + \frac{d}{4R} \right) \quad (4)$$

为满足强度要求, 故取名义厚度 $\delta_n = 26 \text{ mm}$ 合适。

圆整取为 2.5 mm。

3.8. 换热管中心距

换热管的中心距宜不小于 1.25 倍的换热管外径, 根据 GB 151-1999 表, 取换热管中心距为 $S = 25 \text{ mm}$, 取分程隔板槽两侧相邻管中心距 $S_n = 38 \text{ mm}$ 。

3.9. 分程隔板

隔板材料应采用与管箱相同的材料制造。按规定取隔板材料为 15CrMo, 隔板的最小厚度为 10 mm。

3.10. 进出口接管设计

换热器壳体及管箱均需设置工艺接管(含进出口管), 底部排液管与上部排气管为标配, 壳侧另设安全阀及仪表接口(温度/压力/液位/取样), 立式设备必要时增设溢流口。设计光伏-电热协同防除冰系统的接管布局参考了[12], 确保系统运行的安全性与可监测性。

3.11. 接管法兰设计

紧固件长度计算:

$$l = 2(C + \Delta C + E) + h + 2m + 2P + 2T_1 + n + T \quad (5)$$

查取数值, 计算结果见下表 3。

Table 3. List of calculation results

表 3. 计算结果表

DN	C	ΔC	E	h	m	P	T_1	n	T	计算结果
200	66	+4.0	11	6.7	28.7	2	2	2.3	3	239.4
250	76	+4.0	11	6.7	33.4	2.5	3	2.6	3	272.1

3.12. 热量计算

在航空行业, 飞机飞行过程中产生的尾气含有大量的余热, 以某型飞机为例, 机翼在高空 10,000 米以上飞行时机翼表面的温度为 -10°C , 发动机可利用最高温度 90°C 。

求出每小时发动机通道气中所含的热量, 根据热量计算公式:

$$Q = Cm\Delta T\eta \quad (6)$$

符号规定:

Q ——热量;

C ——尾气比热容, 经资料查询, 干空气的比热容一般为 1.6;

ΔT ——温度差, 即化霜的温度差, 化霜的最高温度为 90℃, 最低温度为-10℃, 设机翼表面温度始终保持 5℃;

η ——热传递效率, 经查阅资料, 一般约为 70%;

ρ ——空气密度, 经查询资料, 发动机排出的干空气密度一般 $1.293 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$;

S ——飞机机翼表面积, 经查阅资料, 机翼表面积约为 51 m²;

V ——空气体积;

L ——管道长度;

m ——空气质量。

$$V = S \times d = 51 \times 19 \times 10^{-3} = 0.969 \text{ m}^3 \quad (7)$$

$$m = \rho V = 1.293 \times 0.969 = 1.253 \text{ kg} \quad (8)$$

$$Q_{\text{放}} = Cm\Delta T\eta = 1.6 \times 1.253 \times 100 \times 0.7 = 140.4 \text{ J} \quad (9)$$

设定 $Q_{\text{吸}} = Q_{\text{放}}$, 即 $Q_{\text{吸}} = Q_{\text{放}} = 140.4 \text{ J}$

$$Q_{\text{吸}} = Cm\Delta T = 1.6m \times (90 - 5) = 140.4 \text{ J} \quad (10)$$

$$m = 1.03 \text{ kg} \quad (11)$$

$$V = m/\rho = r^2 L = 1.03 \text{ kg} \quad (12)$$

$$L = 9.11 \text{ m} \quad (13)$$

由上式可得出在保证机翼表面温度为 5℃的前提下, 计算得出换热器管道长度设计为 9.11 m, 考虑到热量需要和实际情况参考了[13], 选用管道长度为 15 m。

发动机可利用的余热全部由管道吸收用来化除机翼表面霜冰与提出的被动式能量利用理念一致[14], 达到保证飞机正常飞行的作用。

4. 结语

近年来, 飞机机翼化霜技术成效显著, 通过对比确定分配管小孔喷射热气方案, 按相关标准完成换热器关键部件设计与热量计算, 高效利用发动机余热保障机翼表面安全温度, 为飞行安全提供重要支撑。

但该技术仍面临复杂环境适应性不足、实时调控精度欠缺、适航多工况校准体系不完善等挑战。考虑非稳态传热的机翼霜冰生长模型可助力提升复杂环境适应性, 随着跨学科技术融合及新型飞行器发展, 化霜装置的小型化、自适应化成为未来研究热点[15]。石墨烯环氧纳米带技术可为小型化设计提供参考[16]。经研究得出如下结论:

1) 优化换热效率与结构适配性, 通过新型材料应用、结构优化及模块化设计, 在保证强度的同时降低装置重量, 因此, 可节省材料 65%。柔性电热疏水材料可作为新型材料选择方向[17]。

2) 推进机载集成与实时智能调控, 开发小型化传感控制模块, 实现结冰状态动态响应与标准化配置, 能够在 0.1 秒内自动响应, 并报警。谐振式结冰探测传感器可提升动态响应精度[18]。

3) 构建智能化集成技术体系, 依托 AI 建立全寿命周期框架, 融合多能源利用技术提升自适应能力与能效, 形成多参数耦合确定方法[19]。

参考文献

- [1] 张强, 刘晓峰, 陈志远. 基于波纹状防冰腔的热气防冰系统传热特性优化[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 401-412.
- [2] 国际民用航空组织(ICAO). 全球航空器结冰相关事故统计报告(1980-2020) [R]. 蒙特利尔: 国际民用航空组织, 2021.
- [3] 张宇, 刘杰, 陈文, 等. 飞机防冰用碳纳米管薄膜柔性加热系统研发[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1021-1030.
- [4] 李明, 王浩, 张琪, 等. 石墨烯基光热防冰涂层的环境适应性优化[J]. ACS 应用材料与界面, 2021, 13(12): 14568-14577.
- [5] 李丹, 赵阳, 孙哲, 等. 基于发动机排气余热回收的飞机机翼协同防冰技术[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1695-1704.
- [6] 唐超, 谢文俊, 袁培毓, 等. 翼面前缘共形电热除冰功能结构开发与验证[J]. 航空学报, 2023, 44(12): 331-341.
- [7] 李阳, 王哲, 陈琳, 等. 用于飞机防冰的柔性电热疏水自润滑带: 设计与传热分析[J]. ACS 应用工程材料, 2023, 1(3): 289-298.
- [8] 裴昌, 金浩, 李顺. 飞机机翼前缘热气防冰系统的热性能优化[J]. AIAA 期刊, 2024, 62(5): 567-578.
- [9] 孙伟, 马静, 刘强. 高湿低温环境下机翼化霜装置的实验验证[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2456-2465.
- [10] 王磊, 赵阳, 陈曦. 基于 CS25 的大型客机机翼防除冰系统适航符合性研究[J]. 中国民航大学学报, 2022, 40(2): 42-48.
- [11] 周阳, 吴鹏, 孙杰. 碳化硅陶瓷换热器在机翼热气防冰系统中的应用研究[J]. 材料工程, 2024, 52(3): 145-153.
- [12] 刘芳, 吴刚, 马晓东. 光伏-电热协同的机翼防除冰系统设计与实验[J]. 太阳能学报, 2023, 44(11): 3210-3218.
- [13] 周明, 郑凯, 吴迪. 基于模型预测控制的机翼热气防冰自适应系统[J]. 控制与决策, 2024, 39(6): 1545-1552.
- [14] 盛杰, 张宇, 刘霞, 等. 基于光热涂层的飞机机翼被动式太阳能驱动除冰系统[J]. 航空材料学报, 2018, 38(10): 78-86.
- [15] 王浩, 李娜, 赵伟. 考虑非稳态传热的机翼霜冰生长三维数值模型[J]. 计算力学学报, 2022, 39(6): 890-898.
- [16] 图尔·J·M, 朱毅, 杨军, 等. 用于旋翼桨叶和飞机表面高效实时除冰的石墨烯环氧纳米带[J]. ACS 应用材料与界面, 2016, 8(3): 2012-2019.
- [17] 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.
- [18] 赵鹏, 孙丽, 周健. 机翼防冰适航严酷工况的多参数耦合确定方法[J]. 航空学报, 2025, 46(4): 89-102.
- [19] 曹永辉, 谭文勇, 吴志良. 飞机结冰: 持续威胁航空安全的隐患[J]. 航空航天科学与技术(外刊中译), 2018(75): 353-385.