

飞机防除冰系统技术多元化发展战略与路径

余放

(武汉航空仪表有限责任公司, 武汉 430074)

摘要:

防除冰技术体系系统性强,理论涉及多门学科,是关系到飞机安全运行的关键技术。通过研究防除冰系统技术的构成,针对国内防除冰系统技术的发展现状进行分析,结合国内防除冰系统在技术开发、试验验证、工程应用方面的成果,总结了“横向一体化”增长型战略,构建“有人+无人”、“体系+多用”和“复杂+新型”的防除冰系统技术多元化路径。重点发展防除冰系统技术分支中的复杂环境探测技术与新型防除冰执行技术,并通过试验验证设施的同技术化实现多用途功能。

关键词: 防除冰系统; 复杂环境探测; 新型防除冰执行

中图分类号: V244.15

文献标识码: A

OSID:



0 引言

防除冰系统技术是关系飞行安全和飞机整体性能的关键技术,在国外已经将防除冰系统技术提到与飞行控制系统同等重要的地位。目前,国外的民用飞机如美国的波音、法国的空中客车以及俄罗斯图系列飞机均采用了较完整的防除冰系统,并形成了完整的防除冰技术体系和设计标准与规范,掌握了成熟的防除冰系统设计方法和试验验证技术,建设有完善的实验研究设施。而国内面临系统综合技术未完全掌握,系统仿真手段不完备,综合实验条件缺乏,跨代核心技术待突破等一系列差距。本文结合飞机防除冰技术体系构成,构建多元化防除冰系统技术的发展路径,实现技术的快速提升与多元衍伸。

1 研究的背景

1.1 飞机结冰的危害

众所周知,结冰状态在不同的工业领域可造成不同的危害,譬如在飞行器领域,结冰一般发生在飞机机翼、旋翼、发动机整流罩、发动机进气道、风挡、

大气数据传感器、空速管、外露天线等迎风表面的突出部位^[1],主要产生的危害为五个方面:

1)翼面气流产生分离,飞机飞行阻力增加,导致升力下降最高30%,飞机临界迎角(AOA)减小最大8%,飞机失速速度增加最大20%^[2],飞机操纵性和稳定性急剧下降,重心及焦点改变,导致操纵品质下降,爬升、转向、下降过程中易出现飞机机翼或平尾突然失速或失控现象。

2)提高了飞机离地间隙速度、起飞最大速度、着陆速度,可增加5%~10%,增加了飞机滑行距离,最多增加一倍、起飞爬升距离、着陆距离,2 mm~3 mm冰霜可使升力系数减小15%~20%,失速速度加大20%~30%。

3)导致发动机进气量减少,排气温度增加,推力下降,振动值上升,进气道或发动机发生喘振现象,严重情况可打伤叶片甚至停车。

4)使安全飞行包线出现严重萎缩,主要导致飞机最小安全速度加大,最大飞行速度和高度降低等。飞机耗油量增加,航程缩短,载重下降。

5)空速管、飞行姿态传感器等外露仪表结冰导致失真或失效,使飞机操纵控制系统出现错误调节,

* 通信作者: E-mail: yufangxd@126.com

引用格式: 余放. 飞机防除冰系统技术多元化发展战略与路径[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):38-43. YU F. Diversification development strategy and path of anti-icing system technology for aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):38-43(in Chinese).

影响飞机操纵控制。

1.2 民航产业与无人机产业加速发展

根据中航工业预测,到2029年,中国民用航空运输机队将达到4 724架份,中国将在未来10年增加3 000余架新飞机。而在世界范围内,至2029年底,大中型喷气飞机产业规模将增至26 550架份,接近30 000架份大中型喷气客机服役营运。预计全球支线飞机产业规模接近6 400架份,其中包括涡桨支线型飞机2 500架份以及喷气支线型飞机3 900架份。民用航空器在航行中的防除冰防护已成为确保旅客生命财产安全的重要问题。

无人机产业在近年来掀起了广泛的热度,各飞机制造大国均加快无人机产业布局。2019财政年度,美国国防部拨款约6 600亿美元用于军事建设,其中最关键的是无人系统和机器人领域,预算经费超90亿美元。美国国防部于在2019年购买3 447架无人机,购买数量是2018年的三倍。在军事领域中,已有大量型号如“苍鹭”、“全球鹰”以及“捕食者”运用于战场侦查与空中军事打击。同时工业级无人机广泛用于农业植物保护、土地资源监测勘探、应急警用、物流运输等领域。未来5年内,中国工业级无人机市场增长速度将不低于30%,并且在人工智能发展的支持下,无人飞机将在通用航空和货运航空领域取代有人驾驶飞机。工业级无人机,在结冰气象条件下飞行时,同样存在易发生结冰的问题。

2 飞机防除冰技术体系的构成

防除冰系统技术涉及以下五个基本技术领域。

1)防除冰系统理论。涉及结冰机理分析、热力学分析、结冰气象条件、防冰荷载分析计算理论、防除冰控制模式理论以及防冰设计气象标准和专用规范等。

2)飞机结冰防护总体技术。涉及飞机防冰热荷载计算,结冰环境仿真、寿命评估,飞机防冰区域总体计算,机翼适配等子技术。

3)结冰探测技术。使用多种原理的结冰敏感元器件探测结冰形成速率及形态。涉及多参数识别技术,气动耦合与冰层耦合技术,水滴收集、流场稳定等技术。

4)防除冰控制执行技术。通过对除冰信号处理与控制,实现除冰执行机构在稳定状态下去除结冰状态。涉及能量管理、疲劳强度评估、变流量控制

及电磁场屏蔽等子技术。

5)防除冰试验验证技术。通过飞机自然结冰飞行试验或地面模拟试验进行防除冰系统功能实现效果评估。涉及结冰气象参数测量、缩比模型分析、结冰参数控制等子技术。

3 飞机防除冰技术体系发展路径

目前,与美、俄等国家相比中国防除冰技术还存在较大差距。这种技术差距给中国带来了巨大挑战,无论是发展大飞机,还是发展防除冰技术都必须坚持走自力更生的道路。以波音787项目为契机,波音公司开始真正转变为一个系统集成企业,与主要供应商之间的关系由转包全面转向战略联盟,其商业模式的转变代表系统集成企业将项目风险分散至供应商,与供应商制定产品的分工界面和标准规范。合理分解飞机机体结构与主系统的功能结构,并根据整机结构功能模块选择供应商,并授权一级供应商提供全面的结构设计和制造制造以及系统集成任务与职责。

防除冰系统与机体结构存在较多关联,只能通过系统单位交付部件,主机单位进行集成的模式展开,其通用技术能够独立发展但在系统层面暂时必须要主机参与。故在设计模式选择上现阶段采取联合设计模式,主机与系统总包商联合开发系统需求、架构、功能设计,从而实现系统需求的实现与集成。通过现有成熟应用的国产某大型运输机尾翼防除冰系统以及在直升机工程化经验,构建飞机一体化防护方案,实现大飞机项目中国造防除冰系统的替代,进一步突破大飞机项目防除冰系统壁垒,实现防除冰探测产品级配套。进而形成系统级设计、研发、实现和集成交付主机的能力,从而具备主承包供应商能力。利用现有外贸无人机系列配套的工程经验,进一步拓展无人机防除冰应用市场。

4 防除冰探测技术多元发展路径

4.1 民机结冰适航规章修订的影响

1994年10月31日,美鹰航空一架ATR72飞机从美国印第安纳州飞往芝加哥,在芝加哥国际机场盘旋等待降落的过程中,突然发生飞机结冰情况导致飞机失速并坠毁。在事故调查中发现所遇到的结冰条件是FAR25附录C中未涵盖的情况。FAA根据调查结论于2014年11月4日发布关于过冷大水

滴(Supercooled Large Drop,以下简称 SLD)、混合相(Mixed Phase)和冰晶(Ice Crystal)条件下飞机和发动机审定要求的最终规章。相应,EASA 于 2015 年 3 月 30 日颁布第 16 次修正案,该修正案针对过冷大水滴情形进行修订,增加性能、稳定性、驾驶舱视线界面、航电系统等限制相关的条款。虽然 EASA 与 FAA 的法规存在差异,但毫无疑问会增加结冰验证工作的内容和强度。首先,结冰探测系统应当具备可识别附录 C 和附录 O 结冰条件的能力,即以水滴直径 40 μm 为分界识别 SDL 结冰状况。其次,结冰防护范围,临界结冰条件和临界冰型的界定难度系数增加。计算冰型、结冰参数的软件是否适用于附录 O 存在未知性。再次,适航验证飞行在选取附录 O 包线的自然结冰试飞时,试飞地点和时间的选取,以及气象条件预报等策划存在难度。最后,CAAC 的下一代修订极有可能考虑 SLD 问题,因此对国内取证的大型客机提出了更高防除冰要求。

4.2 复杂防除冰探测技术发展路径

防除冰探测技术的发展不仅仅是解决“有无”结冰的问题,而是进一步判断冰型和结冰速率的测量技术,同时还能区分不同的结冰气候条件。它涉及学科间的交叉协同,譬如材料学、光学、振动力学、声学、图像处理、敏感元件等专业。高精度、高可靠性、高安全性的结冰信号探测是自动控制式除冰系统的关键。

在探测识别不同结冰气候条件方面,采用主动探测与被动探测两种方式。由于 SLD 水滴离飞机机翼较远时,运动速度与流场一致,与空气之间不存在相互剪切力,而当其逐步接近机翼时,水滴与空气的速度差值增大,此时存在较大的剪切力作用,水滴变形,进而破碎成若干子水滴飞溅,并碰撞在机翼的不同区域和位置^[3],如图 1、图 2 所示。

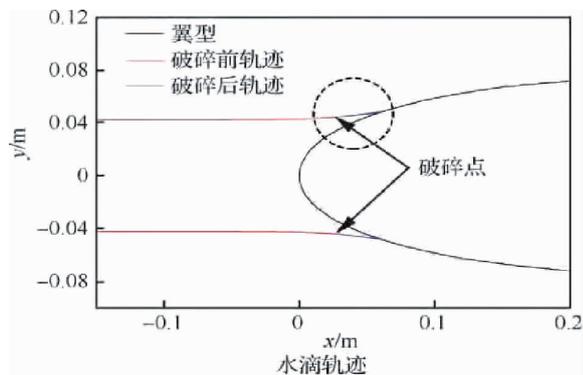


图 1 SLD 碰撞轨迹分析

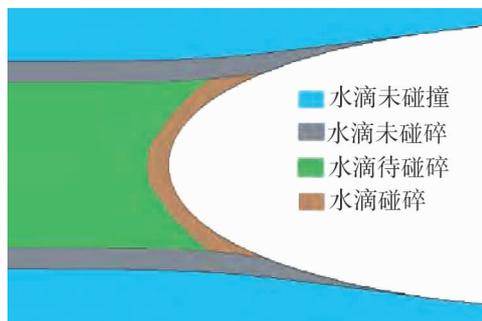


图 2 SLD 碰撞形态分析

与普通过冷水滴相比,SLD 在飞机机翼表面碰撞存在面积大,需防护区域扩大的特点。所以在机翼扩大防护区内安装齐平保形式结冰探测器即可作为被动识别 SLD 结冰条件的方案,但防护区域的界定仍需深入研究。在主动探测识别方案中,国外已展开一系列研究,以探测水滴轨迹的方法从而区分 SLD 结冰条件。John A Severson 等人发明了一种双探头型结冰探测器^[4],如图 3 所示,结冰探测器由水滴导流部件和谐振原理双探头组成。一般结冰条件下,水滴必然碰撞在探头 1 上,而在包含 SLD 结冰条件下,由于气流在导流装置前后形成绕流,在流体粘性力影响条件下,小水滴将被带走但惯性较大的大水滴在探头 2 上结冰。收集不同探头发出的信号,从而判定区分附录 C 和附录 O 的 SLD 结冰情况。而 Rosemount 公司基于水滴轨迹检测方法发明了特殊导流装置的 SLD 结冰探测器^[5],如图 4 所示。特殊导流装置使流动的空气在出口 2 的末端形成漩涡条件。小水滴由于惯性小,在气流漩涡条件下不能穿过空气出口 2,探头 1 无信号输出。在 SLD 结冰条件下,大水滴由于惯性大,可以穿过气流漩涡撞击到探头形成信号输出,因此可通过探头 1 上的结冰状态来检测 SLD 结冰。下一阶段,需针对

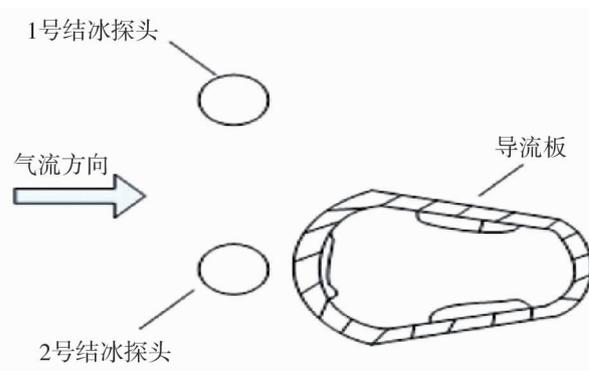


图 3 双探头型探测器

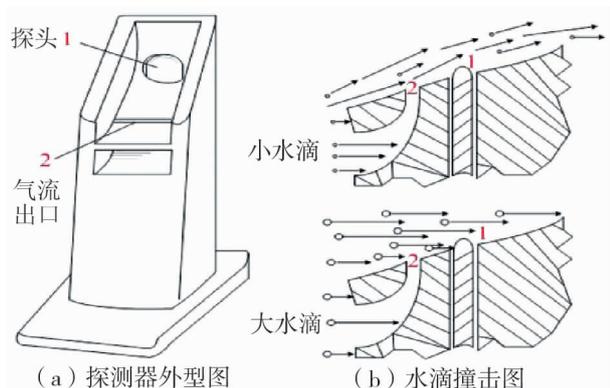


图4 水滴轨迹探测器

水滴飞溅、溢流和脱落属性,传感器结冰系数以及探头共振频率等方面进行深入研究,完成SLD结冰探测样机测试,同时实现被动式SLD探测装机应用,达到工程化目标。

4.3 结冰探测技术在交通应急领域的拓展

结冰探测技术由探测原理的发展先后经历了探冰棒、导电环、谐振式探测、磁致伸缩探测、光纤反光、红外阻挡探测、光纤应力应变探测等阶段。武汉航空仪表有限责任公司已具有成熟的电磁谐振、磁致伸缩探测技术,并利用现有军用电磁谐振结冰探测技术在交通领域提供精确的路面结冰状态信息。通过检测探测器固有频率的变化,处理数字信号计算得出结冰厚度,同时检测路面多个区域或道路双向路面状态,通过初始单点检测升级到多点条件监测,提高了监测精度和对路面信息预判的准确性。同时将监测现场的数据通过无线通信、光端机等方式发送至预警中心,通过可变信息标志、警示标志牌以及公众媒体渠道发布。

在下一阶段,可逐步建立气象参数、冰层厚度、能源管理、控制结算四个模块集成形成覆冰状态监测与结冰预警系统。监控湿度、风速、雨量等气象参数以及结冰厚度参数,综合各项数据进行模型计算,得到修正结冰数据后发送告警信号,进而在道路交通、风力发电与高压线路输变电领域实现结冰监测与预警。

5 防除冰执行技术发展路径

5.1 全电飞机设计概念与复材的影响

波音公司近期制造的波音787飞机采用了全新的设计理念,该机型采用了多电环控系统,取消发动机引气系统。而且,机翼前缘由复合材料成型,与金

金属材料相比,复合材料具有导热系数小、耐高温能力低的特点,但无法承受传统热气防冰的高温(约 200°C)。因此,在飞机机翼防除冰选型采用电加热方式。纵观国内外防除冰系统,主要存在下文介绍的几种形式。

5.2 防除冰执行方式简介

根据工程应用成熟程度,防除冰系统分为传统方式和新型方式,如图5所示。

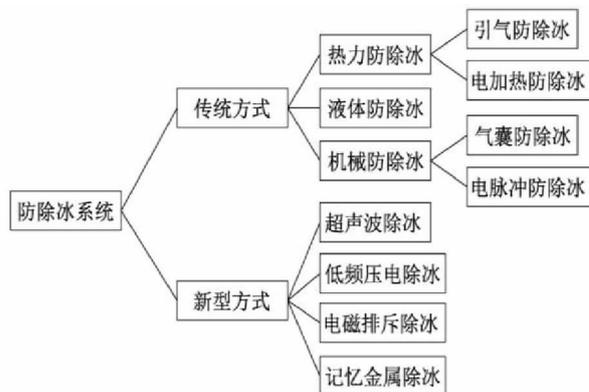


图5 飞机防除冰方式

5.2.1 热力除冰

(1)引气除冰。机翼前缘利用飞机发动机、压气机产生的高温蒸汽进行防除冰,为了避免过冷水滴在结冰表面冻结结冰,需通过热气的加热使防护表面的温度升高,去除表面积冰。在热空气防除冰系统中,更有效的高涵道比发动机限制了防除冰系统的用气量且受飞机全电化/多电化设计影响,电力驱动替代液压、气压、机械系统和飞机的附件传动机匣,导致引气除冰技术将逐步被其他防除冰方式替代。

(2)电加热除冰(ETDS)。通过在飞机机翼内部布置加热元件,通电加热后去除飞机表面的积冰。该方式优点为工作状态稳定,除冰效率高,适合风挡、传感器、翼面等部位的除冰。同时可以全周期通电以防止结冰,又可以周期阶段性通电进行除冰。但电加热除冰系统工作时对发动机造成很大的代偿损失(每平方米除冰面积消耗功率 25 kw 左右),燃油消耗量大,在结冰较弱的非设计状态下,对流换热造成的热量损失较大。另外,容易形成溢流冰造成翼面未防护部位的二次结冰。

5.2.2 液体除冰

该方式主要采用喷淋防冻液以防止飞机机翼结冰,其优点在于可用来防冰,也可用来除冰,防冰区后不易形成冰瘤,停止喷液后还能在一段时间内起

到防冰效果。但导致飞机需携带防冻液,增加了飞机荷载,渗液孔易堵塞且位于机翼前沿影响气动性能,所以在飞机型号上应用较少。

5.2.3 机械式除冰

(1)气囊除冰。该方式是在机翼蒙皮表面安装气囊,并控制引气输出,使其周期性膨胀与收缩,改变蒙皮的气动外形破坏冰层与表面的结合力,在气流作用下冰层从飞机机翼表面脱落。其优点为使用周期长、易维修、重量小、能耗小(每平方米除冰面积消耗功率 100 w 左右)而且技术路径已通过适航认证,可去除 3 mm ~ 8 mm 厚度冰层。但材料对油敏感,材料使用寿命难以定性,需经常维护,且由于工作模式改变飞机气动外形,故不适合高速飞机,并且由于除冰时机难以掌握,打开过早易形成冰脊而难以去除。

(2)电脉冲除冰(Electro-Impulse De-Icing,简称 EIDI)。由除冰元件、电容器及可控硅组成。除冰元件依据间隙大小纵横安装于蒙皮内侧,通过充电装置产生 1 000 V 以上的直流电压对电容器进行充电,在可控硅导通后,除冰元件开始放电使金属蒙皮产生涡流,形成脉冲力,以小幅度和高速度振动,从而达到除冰的目的。近年来电脉冲式除冰系统重量不断减小,使用寿命不断提高,但国内型号仍处于空白状态。广泛运用于俄罗斯伊尔系列飞机上(IL86, IL96-300, IL114 尾翼防除冰以及 An-124),并获得俄罗斯适航认证。该方式优点为可去除 2.5 mm ~ 25 mm 厚度的冰层,不产生气动损失,不形成冰瘤。难点在于最佳脉冲电路选择和除冰脉冲激励计算,冰层失效准则判定,结构疲劳寿命时间判定,脉冲线圈以及系统研制的工艺要求等方面。

5.3 新型防除冰执行技术发展路径

近几年,着重针对以下几种新式防除冰方式展开相关研究。

5.3.1 电磁排斥式除冰(EMEDS)

该方式是在飞机机翼蒙皮内安装驱动线圈,通电后产生电磁力,使蒙皮短时间内产生小幅形变并持续振动,从而将积冰振碎脱离表面,在气流作用下碎冰从飞机机翼表面脱落。已经成功在 Raytheon Premier 和 Raytheon Hawker 飞机的水平尾翼上得到应用,并通过了 FAA 的适航认证^[6]。该方式最大的优点是除冰能量需求低和高除冰效率。

5.3.2 记忆金属除冰

该方式的原理主要是利用热力条件下金属恢复

记忆时,通过表面弯曲、剪切以及加速运动产生的机械作用力,使金属表面附着的冰层脱落。其研究处于理论阶段,未达到工程样机的运用条件。

5.3.3 低频压电除冰

该方式采用逆压与共振原理,在结冰防护区域安装压电驱动器,压电材料内部的正负电荷在电场作用下发生位移运动,从而带动防护区物理变形达到去除积冰的目的。其关键技术在于防护区固有频率的分析,配比压电材料的横向机电耦合系数与纵向机电耦合系数获得除冰激励数值,使得压电驱动器有规律的发生横向、纵向运动^[7]。输出频率与防护区固有频率匹配而达到最大变形应力时可达最大除冰效率。该技术优势在于质量轻、易更换、易维修、防护区域材料及大小不受限。

6 防除冰验证试验技术多元化发展路径

防除冰试验验证技术关键在于气象条件模拟,国内目前气象条件模拟从单一模拟发展为高度、速度、LWC 以及温度的组合模拟;从试验条件初步预设后进行的测量标定为完成试验,发展到准确预设试验条件;从单一手段冰风洞参数测量到多手段同时测量保证数据可靠性。下一阶段需实现在冰风洞进行过冷水滴、冰晶和混合相条件下的撞击和结冰机理研究,从事四个相似条件:空气动力相似性、热力学相似性、碰撞水滴轨迹相似性、冰积累相似性的模拟,并扩展研究涉及的六个相似参数。根据数值模拟计算得到的水滴/冰晶收集系数,设置冰风洞中的结冰环境,对设计的加温供电情况下传感器的防、除冰性能进行研究确认,及对外露传感器模拟条件下气动特性性能进行影响分析与状态确认。

一方面,中国地形地貌复杂多变,道路交通网与电力网遍布于各种恶劣自然环境中。另一方面,在电网建设过程中极易导致远距离输送电能的超、特高压输电线路电缆覆结冰,从而影响区域电网的可靠性和稳定性,严重时破坏区域供电,影响国民生产导致直接经济损失。中国风力发电机多数安装于在高山和偏远地区,其风力叶片组件经常会出现覆冰现象,影响叶片工作状态稳定性,导致叶片的性能以及风力发电机组低负荷运行,输出功率下降,甚至出现安全隐患。

风力发电机转子叶片设计基础模型为航空用的 NACA 翼型,该翼型来源于美国国家航空咨询委员会(NACA)开发的一系列适用于超轻型飞机的翼

型。结合现有防除冰设计、试验、验证技术能力,依托试验验证设施以及多年累积的结冰气象条件模拟方法、结冰气象参数测量方法、结冰条件分析等经验,可模拟、监测风力机叶片表面覆冰生长情况,建立气动性能模型,在数值模拟分析计算后得出最优防除冰方案。并可运用新型防除冰执行手段验证风力机叶片除冰效果,解决风力发电融冰之困。

7 结论

1) 构建“有人+无人”,“体系+多用”,“复杂+新型”的飞机防除冰技术多元化发展思路。

2) 以民用航空与高端无人机防除冰为飞机防除冰技术多元化发展重要支柱,以复杂环境探测与新型执行技术为飞机防除冰技术多元化发展支撑,以多领域技术体系应用为飞机防除冰技术多元化发展支点。

参考文献:

[1] 姚若鹏. 翼型的结冰数值模拟及相关控制研究[D]. 南

京;南京航空航天大学,2012.

- [2] 赵安家,孟哲理. 飞机结冰及预防控制措施研究[J]. 飞机设计,2018,38(3):55-59.
- [3] 李维浩,易贤,李伟斌,等. 过冷大水滴变形与破碎的影响因素[J]. 航空学报,2018,39(12):81-89.
- [4] SEVERSON J A, CHENOWETH B B, RUTKIEWICZ R D. Inflight Ice Distinguish Supercooled Large Droplet (SLD) Icing: US2002/0158768 A1 [P]. 2002-10-31.
- [5] OTTO J T Rosemount Aerospace, Inc. Supercooled large droplet ice detector: US6269320B1 [P]. 2001-07-31.
- [6] Cox & Company, Inc. Low Power Ice Protection Systems. 2010[s1].
- [7] VENNA S V, LIN Y J, BOTURA G. Piezoelectric transducer actuated leading edge de-icing with simultaneous shear and impulse force [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (2):509-515.

作者简介

余放 男,学士,工程师。主要研究方向:飞机防除冰设计。E-mail: yufangxd@126.com

Diversification development strategy and path of anti-icing system technology for aircraft

YU Fang *

(Wuhan Aviation Instrument Ltd., Co., Wuhan 430074, China)

Abstract: Anti-icing technology system is systematic and involves many subjects. It is a key technology related to the safe operation of aircraft. Based on researching the composition of anti-deicing system technology and analyzing the development status of domestic anti-deicing system technology, and combined with the achievements of domestic anti-deicing system in technology development, test verification and engineering application, we summarized the growth strategy of “horizontal integration”, and constructed the diversification path of anti-icing technical system on “unmanned + manned”, “system + multi-purpose”, “complex + new type” system. We also focused on the development of complex environment detection technology and new anti-deicing execution technology in the technical branch of anti-deicing system, and realized multi-purpose functions by testing and verifying the facility’s assimilation technology.

Keywords: anti-icing system; complex environment detection; new anti-deicing execution

* Corresponding author. E-mail: yufangxd@126.com