

飞机电热除冰的研究进展与展望

肖春华^{1,2}, 桂业伟², 林贵平¹

1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083

2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳 621000

摘要 飞机在结冰气象条件下容易发生结冰现象, 冰的存在会破坏飞机气动特性, 影响飞行安全, 严重结冰可导致机毁人亡, 故必须及时将冰移除。电热除冰是目前最常考虑的除冰方式之一, 本文系统介绍了电热除冰装置及其工作原理。首先, 主要围绕除冰过程的传热特性、冰层力学特性和冰脊的形成, 详细阐述了国内外电热除冰研究的发展。然后, 针对国内外研究存在的一些问题, 提出了几点对电热除冰研究的粗略想法, 电热除冰数值计算方法和模拟技术研究、热力耦合特性对冰层融化和力学特性的影响研究、冰脱落准则和运动规律研究是未来研究需要重视的方向。

关键词 飞机; 结冰; 电热除冰

中图分类号 V275+.1

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2011.18.011

A Review of Studies of Aircraft Electrothermal De-icing

XIAO Chunhua^{1,2}, GUI Yewei², LIN Guiping¹

1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2. China Aerodynamics Research and Development Centre, Mianyang 621000, Sichuan Province, China

Abstract Aircraft might experience icing when passing through icing clouds containing supercooled water droplets. Ice accretion is one of primary hazards to the flight safety, which would deteriorate aircraft aerodynamics characteristics to affect the flight safety. It is important to remove ice on the aircraft. Electrothermal de-icing is one of the most widely applied techniques for aircraft de-icing. This paper discusses the method and the working principle of electrothermal de-icing equipment. Firstly, the studies of electrothermal de-icing are reviewed, including those related with heat transfer and mechanical characteristics and ice ridge formation during aircraft electrothermal de-icing process. Secondly, some practical issues about electrothermal de-icing are discussed, including numerical simulations, electrothermal de-icing techniques, effects of coupled thermo-mechanical characteristics on melting and mechanical characteristics, ice shedding and movement.

Keywords aircraft; icing; electrothermal de-icing

0 引言

当飞机在结冰气象条件下飞行时, 大气中的过冷水滴撞击在飞行器表面, 易在固定(旋)翼、尾桨、进气道、风挡玻璃、天线罩、仪表传感器等部件表面发生结冰现象^[1]。这不仅增加了重量, 而且破坏了飞行器的气动外形, 影响其空气动力特性, 造成飞行器最大升力下降、飞行阻力上升、操作性下降、稳定性减弱, 对飞行安全形成很大威胁, 严重结冰可造成机毁人亡。为保证飞行安全, 降低结冰事故发生, 通常会在飞机

上安装冰防护系统。目前, 冰防护系统分两种^[2]: 防冰系统和除冰系统。

防冰系统是不允许飞行器表面产生冰的系统, 在结冰发生前启动, 通常采用化学或加热原理。化学原理是在需防冰的表面喷洒化学试剂, 降低表面水的冻结点; 加热原理是使需防冰表面温度高于冻结点, 使水滴无法冻结。除冰系统是发现飞机部件结冰后将冰移除的系统, 发生在一定数量冰结成之后, 通常采用机械或热力原理。飞行员一旦发现结冰现

收稿日期: 2010-06-10; 修回日期: 2011-05-30

作者简介: 肖春华, 副研究员, 研究方向为低速流动和传热传质、飞机结冰机理和防除冰应用, 电子信箱: dragoner76@163.com

象,启动除冰系统,将应力或热量传到除冰区表面,破坏冰层和固壁表面之间的黏附应力,在气动力或离心力作用下,达到除冰目的。根据除冰采用能量方式的不同,可分为机械除冰装置、微波除冰装置和电热除冰装置等^[1],其中,电热除冰装置因其低能耗、易控制,越来越得到青睐,已成为目前最为常用的除冰装置,广泛运用于固定翼和旋翼中。

1 电热除冰装置及工作原理

电热除冰装置^[2],周期性地将电能转化成热能,热量通过固壁材料传递到固壁表面,加热、融化表面冰,在气动力或离心力作用下将冰移除。实际上,这是一个电加热器,一般采用周期性加热方式,可大幅节省能量。加热时,表面温度升高,将冰融化并除去;不加热时,过冷水滴继续冻结,结成一定厚度后再加热,进入下一周期,保持加热和不加热时间之比为某常数,可减少表面溢流水的存在,减少冰瘤的产生^[2-3]。对于无后掠角或小后掠角机翼,电热除冰采用周期性加热结合局部连续加热策略,如在周期性加热的机翼前缘,有时会装大功率连续加热的长条(热刀或分割带),沿弦向和展向分布,对冰防护表面进行分区,分区越多周期性加热所需的电功率越小,结冰前开启热刀可用于防冰,将结冰限制在热刀分割的区内;结冰后开启可将冰“切割”成多块,由于热刀的大功率持续加热,该位置的表面冰沿法向很快融化,从而将整个结冰切割成多块,防止前缘冰壳的形成,有利于冰块被气流吹除。对于大后掠角机翼、旋翼和螺旋桨等部件,由于气动力或离心力的作用,容易将融化的冰块吹走或甩走,一般不需要热刀装置,或只装弦向热刀^[3]。周期性加热除冰的特点是只需将冰层底部和固壁表面间的冰融化,破坏冰层和固壁表面间的黏附应力,不需要将整个冰块全部融化,表面温度大于冻结点(一般为 0°C)即可。该装置通常用于飞机的机翼、尾翼、直升机旋翼等部件,加热元件可采用金属箔(如不锈钢箔)、金属丝及导电金属膜等。

图1是一典型电热除冰装置的二维剖面图,安装于NACA0012翼型前缘^[4],表面覆有不规则冰层,内部由多层固体材料构成:金属底层、内绝缘层、加热单元、外绝缘层、磨损层和冰层。加热单元的热传导率最大,厚度最小;磨损层的热传导率稍小,主要是增强热量传递到除冰区表面的能力;金属底层的热传导率最小,厚度最大,主要是防止加热单元产生的热量扩散到内部。该装置包括7个带状加热单元,分布见图2,每侧3个,加热单元H4位于前缘中间靠上侧位置,功率密度最大,该位置结冰情况一般最为严重。

2 国外研究进展

电热除冰系统将电能转化为热能,利用热能融化冰层,破坏冰层和蒙皮间的黏附强度,在气动力或离心力作用下达到除冰的目的,除冰过程的传热特性及冰层力学特性是影响冰层融化和脱落的主要原因。因此,电热除冰机制的相关研究也主要集中在多层电热除冰结构的传热特性和冰层的脱

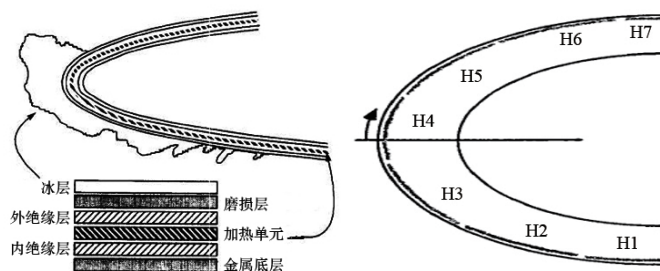


图1 电热除冰装置二维剖面

Fig. 1 2D cross section of electrothermal deicer

图2 翼型的加热单元分布

Fig. 2 The distribution of heater bands inside the airfoil

落特性等方面。

2.1 除冰过程的传热特性研究

多层电热除冰结构的传热特性和冰层的相变特性通常是耦合在一起的,由于电热除冰计算模型是进行电热除冰计算研究的基础,电热除冰的建模和计算研究的发展伴随着多层电热除冰结构的相变传热特性研究的发展。

20世纪70年代至80年代初期,研究人员主要进行一维电热除冰问题的建模和计算研究^[5-8]。一维电热除冰问题是假定各层材料为无限长平板,温度只沿每层材料的厚度方向变化,沿长度方向不变,各层材料的物性参数为常数,不计接触热阻(图3)。1972年,Stallabrass^[5]第一次对电热除冰问题进行了建模和计算,首次建立了一维电热除冰计算模型,采用时间前差、空间中心差的显式差分格式对热传导方程进行了离散,研究了内绝缘层和外绝缘层厚度比对电热除冰的影响,并建议内、外绝缘层厚度比应大于2。

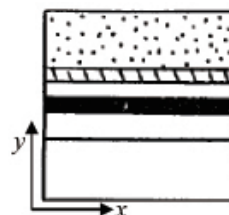


图3 电热除冰计算模型

Fig. 3 Computational model of electrothermal de-icing

为了考虑相变过程的潜热效应,1980年,Baliga^[6]采用显热容法改进了一维电热除冰计算模型,采用Crank-Nicholson隐式差分格式对方程进行离散,运用高斯消元法对离散后的线性代数方程组进行求解,研究了电热除冰过程的相变传热特性。

1982年,Marano^[7]运用热焓法进一步发展了Baliga的一维模型,并研究了电热除冰过程的相变传热特性。1988年,Roelke^[8]也采用热焓法发展了一维模型,并提高了计算的效率。热焓法采用热焓和温度一起作为待求函数,在整个区域(包括液相、固相和两相界面)建立统一的能量方程,利用数值方法求出热焓分布,然后根据焓值确定两相界面。

80年代前期至90年代初期,研究人员主要进行二维

电热除冰问题的建模和计算研究^[9-16]。1983年,Chao^[9]直接将Marano的一维模型向二维扩展,采用有限差分方法对方程进行离散,研究了加热单元间隔对电热除冰的影响。1986年,Leffel^[10]对某直升机旋转叶片内的电热除冰单元进行了瞬态热响应实验,验证了Marano和Chao发展的计算程序。实验发现当叶片每层材料足够薄、且曲率接近于0时,Marano的计算结果和实验结果吻合较好,但在靠近加热单元和曲率较大的区域,计算和实验的误差很大。1987年,Masiulaniec^[11]在上述研究的基础上,发展了一种坐标变换方法,建立了能克服曲率影响的电热除冰模型,对二维电热除冰问题进行了计算,结果和Leffel的实验结果吻合较好。

1987年,Wright^[12-14]对二维电热除冰模型进行了扩展,研究了多种数值方法(ADI、ADE、SIP、MSIP等)对计算速度的影响,从中选出了效率最高的ADI方法,提高了计算效率。1988年,Keith等^[15]比较了3种模型(一维简单、二维平面、二维坐标变换)的优越性,同时还对电热除冰的研究进展进行了综合介绍。1992年,Wright等^[16]又发展了考虑结冰、融冰和冰脱落影响的二维模型,该模型已成功植入NASA/Lewis结冰程序LEWICE中。

从90年代前期开始,研究人员主要进行三维简单电热除冰问题的建模和计算研究^[17-21]。1992年,Yaslik等^[17]也运用假定相态方法(MOAS),采用交替方向的Douglas有限差分格式,对多层材料的三维电热除冰问题进行了计算研究。冰型通常是很不规则的外形,有限差分方法模拟起来非常困难,因此,该研究只是针对简单的二维和三维矩形模型。

为模拟不规则的外形,Huang等^[18-21]采用有限元方法,耦合假定相态方法,对一维、二维和三维简单的电热除冰问题进行了计算,研究了曲率、加热单元弦向、展向分布对电热除冰的影响,发现考虑弦向的曲率效应和展向的后掠效应在实际计算时比较重要。该研究采用的改进型有限元法,在三维电热除冰模拟时计算效率较低,而且当加热单元较薄时,计算存在无法收敛的现象。

虽然国外在电热除冰计算方面做了很多工作,但主要侧重于计算方法的研究,对于电热除冰过程中会遭遇的各种基本现象及其机制和规律还缺乏深入研究,例如前缘冰壳问题、热力耦合特性等。

2.2 除冰过程中的冰层力学特性研究进展

电热除冰过程中,除了融化造成冰层的剥离和破坏外,气动力和加热造成的冰层内部应力也是重要的影响因素。基于机械除冰方法,1987年,Scavuzzo等^[22]采用实验的方法对冰层和模型表面的抗剪强度进行了测量,研究了抗剪强度和温度之间的关系。1996年,Denis等^[23]对冰层和铝蒙皮间的抗剪强度进行了测量和研究。同年,Scavuzzo等^[24]采用有限元法研究了外部气动力对冰层产生的界面应力分布,但只考虑了外部气动力的影响,未考虑电加热对冰层应力的影响,也未研究热力耦合特性对冰层破坏的影响,目前相关的研究工作还比较缺乏。

冰脱落研究的发展通常和电热除冰计算结合在一起。1991年,Wright等^[25]在结冰、除冰研究中对冰脱落的影响进行了考虑,进一步发展了电热除冰计算模型。冰层通过美国LEWICE结冰程序获得,冰脱落影响考虑了作用在冰层上的气动力和离心力。1992年,Yaslik等^[17]提出保守的冰脱落准则,认为当冰层和外蒙皮界面的所有冰层单元都融化后,冰层将在气动力或离心力的帮助下吹走,该准则仍是目前最实用的冰脱落准则。同年,Henry等^[26]发展了经验型的冰脱落准则,认为可通过两个比较判断冰层是否脱落:一是比较冰层-外蒙皮界面法向液膜和冰的厚度,二是比较冰层-外蒙皮界面弦向液膜和冰的宽度,该准则虽然考虑了二维效应,但只是经验型的准则,在有些问题中不太适用,比如表面冷端产生的锚点对冰脱落的阻碍。

2.3 除冰过程中的冰脊形成研究进展

自1994年美国ATR-72飞行事故以来,研究人员越来越重视导致事故发生的冰脊问题,并兴起了研究冰脊相关问题的热潮^[27-31]。

由于冰脊将直接导致飞机气动性能的恶化,对飞行安全造成严重危害^[29],研究人员重点研究了冰脊对气动特性的影响^[32-36]。1997年,Calay等^[35]采用楔形冰脊外形,研究了冰脊对气动特性的影响,发现冰脊的产生可以增加30%左右的阻力,降低20%左右的升力。1999年,Lee等^[32-34]采用计算和实验的方法,通过假定不同形状、尺寸、位置的冰脊,研究了冰脊对翼型气动特性的影响规律。2005年,Edward等^[36]研究了带热气防冰装置的机翼表面溢流结冰的特性,发现此类结冰可以增大最高达80%的阻力系数。上述大部分的研究均采用前向1/4圆、后向1/4圆、前向三角形、后向三角形、楔形等假定冰脊中的外形,研究其对气动特性的影响,但是对于防除冰过程中冰脊的形成机制、传热特性对冰脊形成的影响研究较为缺乏。

防除冰过程冰脊的产生主要有两种情况:一是当热防冰系统开启后,由于表面温度高于冻结点,撞击到表面的水滴无法冻结,未蒸发的液态水溢流到冰防护区外聚集并发生冻结;二是当热除冰装置开启,融冰后产生的液态水溢流到冰防护区外汇聚并发生冻结。因此,液态水在飞机表面的溢流,是形成冰脊的重要原因,因而溢流特性也引起了研究人员的高度关注^[37-42]。1993年,Al-Khalil等^[37-39]对翼型表面的溢流特性进行了实验研究。1998年,Morency等^[40-41]对表面溢流的不同形态和传热特性进行了研究。2000年,Rothmayer等^[42]对表面液膜的流动特性进行了研究。但这些研究主要关注液态水溢流过程的流动和传热特性研究,对于溢流过程的二次结冰、传热对冰脊形成的影响、冰脊的形成特征等考虑较少。

3 国内研究进展

鉴于结冰的危害和除冰研究的迫切性,国内开展了一些飞机热防除冰的研究工作。1985年,裘燮纲和韩风华合作^[2],在国外结冰和防除冰研究文献的基础上,合编了国内第一本

介绍飞机防冰系统的教材,为后来的研究者提供了参考,标志着中国结冰和防除冰研究的开端。书中有部分内容涉及到电热除冰的介绍,但多限于工程应用方面。

1997年,熊贤鹏等^[49]采用量纲分析的方法,建立了飞机风挡玻璃外表面温度场的计算模型,并进行了验证计算。1999年,韩风华等^[48]对某型飞机天线罩电热防冰装置进行了性能验证。常士楠等^[49]对飞机发动机进气道的前缘热气防冰系统的性能进行了热分析,并将双蒙皮弦向防冰器和周向防冰器的性能进行了对比。徐国跃等^[46]采用实验的方法对飞机电热防冰系统用的BaTiO₃热敏陶瓷材料的力学性能进行了研究和改进。

2004年中国空气动力发展研究中心自行投资建成一座小型结冰风洞。2005年,艾剑波等^[47]对直升机旋翼桨叶除冰结构的设计和简单计算方法进行了介绍,并指出中国研制的直升机还未装备旋翼桨叶除冰装置的现状。2007年,常士楠等^[48]对某型直升机旋翼桨叶防/除冰系统的防护范围进行了研究,随后,又对二维电热除冰矩形单元的瞬态传热进行了计算^[49],研究了表面温度和加热控制律的关系。

国内的热防/除冰研究工作针对性较强,主要是为了解决当时飞机型号设计 and 应用过程中遇到的具体问题,和发达国家相比,电热除冰研究存在一定的差距:一是对电热除冰过程中涉及到的现象和规律尚需加深认识;二是在电热除冰计算方面的研究工作还比较少,对电热除冰过程相变传热特性有待深入研究;三是实验研究领域比较薄弱。虽然目前国内已建有小型结冰风洞,并进行了一些简单的常规结冰实验,但飞机电热除冰实验研究暂时还未见公开报道。

4 展望

虽然国外在飞行器电热除冰研究方面做出了很多开创性的工作,但电热除冰研究是非常复杂的课题,仍有大量的问题和领域等待科研人员继续探索和发展。

(1) 网格技术、计算方法和模拟技术的研究。

结冰的外形较复杂,尤其Glaze冰,结冰对飞行性能的影响主要反映在气动外形的改变,外形微小的变化可直接影响气动力的变化,因此,发展能够自适应复杂冰型的高效网格技术,提高复杂结冰外形的模拟精度,对于结冰和除冰的计算研究都非常重要。

真实除冰计算由于外形复杂,网格量大、分区多,须发展高效实用的计算方法。与有限元法相比,有限差分法更适合于高效求解,但是面对复杂、不规则外形时存在困难,目前常用的有限体积法可以解决非结构网格和计算效率方面存在的矛盾。

电热除冰计算通常采用热焓法,不具体追踪相界面,这非常适合耦合固壁传热模型统一求解方程,但相界面的描述不精细。随着研究问题的深入,精细模拟的提出,相界面的捕捉显得更重要,这对于冰层和磨损层间液膜流动和传热传质研究尤为重要。

(2) 热力耦合特性对冰层融化和力学特性的影响研究。

飞机机翼前缘容易发生冰壳现象,当前缘进行电热除冰时,如果融化的冰层形成冰壳包住前缘,会在气动力作用下,紧紧压向前缘固壁表面,气流无法将其吹走。同时受到热和力的作用,冰壳的融化特性将变得更加复杂。研究考虑外部气动力作用的冰壳融化特性及其对除冰的影响,是目前国际上比较新颖的课题,也是难度较大的研究方向。

电热除冰过程中,热量除了对冰层产生融化外,还将在冰层内部产生很大温差,造成很大的热应力。同时受到热和力的作用,冰层的力学特性将变得更加复杂。但是目前电热除冰热力耦合特性的研究还比较缺乏,电热除冰热力耦合特性对冰层力学特性的破坏研究对飞机除冰机制研究非常有意义。

(3) 冰脱落准则和运动规律研究。

目前冰脱落普遍采用保守的准则,即冰层和壁面间所有节点的冰融化,冰层脱落。实际上冰脱落既和传热有关,也和力学作用相关,综合考虑两者的影响,发展更准确的冰脱落准则,对于飞机除冰机制和实际的除冰研究非常有价值。

融化后冰块在气动力作用下存在两种可能的运动,一是沿着物面往下游滑动,二是脱离物面被风吹走,这两种运动对飞机敏感部件都将带来隐患,严重的可打入发动机内导致发动机停车,因此,研究冰块在气动力作用下的运动规律也是需要重视的方向。

与国外相比,国内在电热除冰方面的研究起步较晚,应大力发展飞行器电热除冰理论、计算和实验方面的研究,特别是具有自主知识产权的除冰技术。

参考文献 (References)

- [1] Lynch F T, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace Science*, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985. Qiu Xiegang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Aeronautic Specialty Textbook Read and Edit Group, 1985.
- [3] Kind R J, Potapczuk M G, Feo A, et al. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34(5-6): 257-345.
- [4] Al-Khalil K M, Horvath C, Miller D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes III-The validation of ANTICE[R]. AIAA Paper 97-0051, 1997.
- [5] Stallabrass J R. Thermal aspects of de-icer design [C]. The International Helicopter Icing Conference, Ottawa, Canada, May 23, 1972.
- [6] Baliga G. Numerical simulation of one-dimensional heat transfer in composite bodies with phase change [D]. Toledo: University of Toledo, 1980.
- [7] Marano J J. Numerical simulation of an electrothermal de-icer pad[D]. Toledo: University of Toledo, 1982.
- [8] Roelke R J, Keith T G, Dewitt K J, et al. Efficient numerical simulation of a one-dimensional electrothermal deicer pad [J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(12): 1097-1101.
- [9] Chao D F. Numerical simulation of two-dimensional heat transfer in composite bodies with application to de-icing of aircraft components[D].

- Toledo: University of Toledo, 1983.
- [10] Leffel K L. A numerical and experimental investigation of electrothermal aircraft deicing[D]. Toledo: University of Toledo, 1986.
- [11] Masiulaniec K C. A numerical simulation of the full two-dimensional electrothermal de-icer pad[D]. Toledo: University of Toledo, 1987.
- [12] Wright W B. A comparison of numerical methods for the prediction of two-dimensional heat transfer in an electrothermal deicer pad [D]. Toledo: University of Toledo, Ohio, 1987.
- [13] Wright W B. A comparison of numerical methods for the prediction of two-dimensional heat transfer in an electrothermal deicer pad [R]. NASA-CR-4202, 1988.
- [14] Wright W B, Keith T G, DeWitt K J. Transient two-dimensional heat transfer through a composite body with application to deicing of aircraft components[R]. AIAA-88-0358, 1988.
- [15] Keith T G, DeWitt K J, Wright W B. Overview of numerical codes developed for predicted electrothermal de-icing of aircraft blades[R]. AIAA-88-0288, 1988.
- [16] Wright W B, Keith T G, DeWitt K J. Numerical analysis of a thermal deicer[R]. AIAA-92-0527, 1992.
- [17] Yaslik A D, DeWitt K J, Keith T G. Further developments in three-dimensional numerical simulation of electrothermal deicing systems [R]. AIAA-92-0528, 1992.
- [18] Huang J R, Keith T G, DeWitt K J. An efficient finite element method for aircraft de-icing problems[R]. AIAA-92-0532, 1992.
- [19] Huang J R. Numerical simulation of an electrothermally de-iced aircraft surface using the finite element method[D]. Toledo: University of Toledo, 1993.
- [20] Huang J R, Keith T G, DeWitt K J. Investigation of an electrothermal de-icer pad using a three-dimensional finite element simulation[R]. AIAA-93-0397, 1993.
- [21] Huang J R, Keith T G, DeWitt K J. Effect of curvature in the numerical simulation of an electrothermal de-icer pad[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(1): 84-91.
- [22] Scavuzzo R J, Chu M L, Olsen W A. Structural properties of impact ices accreted on aircraft structures[R]. NASA-CR-179580, 1987.
- [23] Lynch III D A, Ludwiczak D R. Shear strength analysis of the aluminum/ice adhesive bond[R]. NASA-CR-107162, 1996.
- [24] Scavuzzo R J, Chu M L, Kellackey C J. Structural analysis and properties of impact ices accreted on aircraft structures [R]. NASA -CR -198473, 1996.
- [25] Wright W B, DeWitt K J, Keith T G Jr. Numerical simulation of icing, deicing, and shedding[R]. AIAA 91-0655, 1991.
- [26] Henry R. Development of an electrothermal de-icing/anti-icing model [R]. AIAA Paper 92-0526, 1992.
- [27] Fortin G, Ilinca A, Laforte J L, et al. Prediction of 2D airfoil ice accretion by bisection method and by rivulets and beads modeling[R]. AIAA-2003-1076, 2003.
- [28] Tan S C, Papadakis M. Simulation of SLD impingement on a high-lift airfoil[R]. AIAA-2006-463, 2006.
- [29] Roger W G, James M F, Richard J M. Results from supercooled large droplet mass loss tests in the ACTLUTON icing wind tunnel[R]. AIAA-2003-389, 2003.
- [30] Michaelides E E. Review the transient equation of motion for particles, bubbles and droplets[J]. *J Fluids Engr*, 1997, 119(6):233-246.
- [31] Marchioli C, Soldati A. Mechanism for particle transfer and segregation in a turbulent boundary layer[J]. *J Fluid Mech*, 2002, 468: 283-315.
- [32] Lee S, Bragg M B. Experimental investigation of simulated large-droplet ice shapes on airfoil aerodynamics [J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(5): 844-850.
- [33] Lee S, Bragg M B. The effect of ridge-ice location and the role of airfoil geometry[R]. AIAA-01-2481, 2001.
- [34] Lee S. Effect of supercooled large droplet icing on airfoil aerodynamics [D]. Urbana: University of Illinois, 2001.
- [35] Calay R K, Holdo A E, Mayman P. Experimental simulation of runback ice[J]. *Journal of aircraft*, 1997, 34(2): 206-212.
- [36] Edward A W, Andy P B, Michael B B. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects [R]. AIAA-2005-1065, 2005.
- [37] Al-Khalil K M, Keith T G, De Witt K J. New concept in runback water modeling for anti-iced aircraft surfaces [J]. *Journal of aircraft*, 1993, 30(1): 41-49.
- [38] Al-Khalil K M, Keith T G, De Witt K J. Development of an improved model for runback water on aircraft surfaces[J]. *Journal of aircraft*, 1994, 31(2): 271-278.
- [39] Al-Khalil K M, Miller D, Wright W. Validation of thermal ice protection computer codes: Parts-the validation[R]. AIAA-97-0051, 1997.
- [40] Morency F, Brahimi M T, Tezok F, et al. Hot air anti-icing system modelization in the ice prediction code CANICE[R]. AIAA-98-0192, 1998.
- [41] Morency F, Tezok F, Parascioiu I. Heat and mass transfer in the case of an anti-icing system modelisation[R]. AIAA-99-0623, 1999.
- [42] Rothmayer A P, Tsao J C. Water film runback on an airfoil surface[R]. AIAA-2000-0237, 2000.
- [43] 熊贤鹏, 韩凤华. 风挡防冰表面温度场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(5): 606-609.
- Xiong Xianpeng, Han Fenghua. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1997, 23(5): 606-609.
- [44] 韩凤华, 常士楠, 王长和, 等. 某型飞机天线罩防冰装置的性能验证[J]. 航空学报, 1999, 20(S1): 87-89.
- Han Fenghua, Chang Shinan, Wang Changhe, et al. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(S1): 87-89.
- [45] 常士楠, 韩凤华. 飞机发动机进气道前缘热气防冰器性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 201-203.
- Chang Shinan, Han Fenghua. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1999, 25(2): 201-203.
- [46] 徐国跃, 谢国治, 肖军, 等. 飞机电热防冰用 BaTiO₃ 热敏陶瓷力学性能的改进[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 97-102.
- Xu Guoyue, Xie Guozhi, Xiao Jun, et al. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1999, 31(1): 97-102.
- [47] 艾剑波, 邓景辉, 刘达经. 直升机旋翼桨叶除冰结构设计 [J]. 直升机技术, 2005(2): 12-15.
- Ai Jianbo, Deng Jinghui, Liu Dajing. *Helicopter Technique*, 2005(2): 12-15.
- [48] 常士楠, 刘达经, 袁修干. 直升机旋翼桨叶防/除冰系统防护范围研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 360-364.
- Chang Shinan, Liu Dajing, Yuan Xiugan. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(3): 360-364.
- [49] 常士楠, 候雅琴, 袁修干. 周期电加热控制律对除冰表面温度的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1247-1251.
- Chang Shinan, Hou Yaqin, Yuan Xiugan. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(8): 1247-1251.

(责任编辑 代丽)