

微引射热气除冰腔引射性能分析

梁青森 陈维建 马辉 张大林

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:为了提高飞机热气除冰系统的性能,介绍了飞机微引射热气除冰腔的工作原理,应用 FLUENT 软件对 7 种不同结构的微引射热气除冰腔的引射性能进行了数值模拟。根据数值计算结果选出了合理的微引射系统结构,并对其工作性能进行了试验研究。数值模拟结果表明,在其他结构参数不变时,微引射系统中主射流孔间距和混合室长径比存在最佳值。将数值模拟结果与试验结果进行了对比,两者吻合良好,表明数值模拟方法可以用来对微引射热气除冰腔进行结构优化设计。

关键词:微引射防/除冰系统;热气防冰系统;飞机防/除冰;试验研究;数值模拟

中图分类号:V244.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)03-0341-06

Injection Performance of Hot-Air De-icer with Micro-Injector

Liang Qingsen, Chen Weijian, Ma Hui, Zhang Dalin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China)

Abstract: In order to improve the performance of aircraft hot-air de-icing system, the working principle of hot-air de-icer with micro-injector is introduced, and the performance of seven different hot-air de-icers with micro-injector is numerically investigated with FLUENT. According to the simulation results, the optimum structure is investigated experimentally. The results indicate that there exist best values in both injector spacing and mixing cavity aspect ratio with other parameters keeping invariant. The numerical results of injection ratio are in good agreement with experimental data, which indicates that numerical approach could be employed in the structure optimization of hot-air de-icer with micro-injector.

Key words: micro-injector anti/de-icing system; hot-air anti-icing system; aircraft anti/de-icing; experiment research; numerical simulation

结冰会对飞机飞行产生多种不利影响,研究表明,机翼表面积冰会破坏机翼气动外形,造成飞行阻力增加,升力减小等问题,严重时会造成坠机事故^[1-2]。为了保证飞行安全,在需要对结冰进行防护的飞机上均设有可靠的飞机防/除冰系统。

飞机防/除冰系统可分为两大类:一类称为防冰系统,即不允许在飞机结冰防护部件上产生结冰现象的系统;另一类称为除冰系统,即允许在飞机结冰部件上存在一定量的冰,然后周期性地把冰除

去的系统。根据防/除冰的不同方式又可分为:机械除冰系统、液体防冰系统、电热防/除冰系统及热气防/除冰系统等^[2]。其中,热气防/除冰系统是目前应用最广泛也是最可靠的防/除冰系统之一。

热气防/除冰系统将飞机发动机压气机引出的高温空气导入防/除冰腔内,利用其热能对防护表面进行加热,从而保证表面不结冰或将所结的冰融化。为了保证发动机的性能,发动机引气量往往受到严格限制,这与飞机防/除冰用气量较大形成了

基金项目:南京航空航天大学基本科研业务费专项科研基金(NS2010002)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2012-07-10;**修订日期:**2013-03-06

通信作者:陈维建,男,副教授,1979 年出生,E-mail:weijian-chen@nuaa.edu.cn。

矛盾。传统的防冰系统热气换热后直接排到大气中,这部分废气往往仍具有比较高的温度,而采用微引射热气防/除冰腔可以利用一次换热后的废气,是节约发动机压气机引气的有效方法之一。微引射热气防/除冰腔利用高温高压的发动机引气来引射与结冰防护表面换热后的空气,使混合后空气的压力和温度满足防/除冰要求,这便充分利用了防/除冰后气体的余热,使防冰用气大为减少^[2]。

国外对热气防/除系统开展了大量的工程设计、数值模拟和试验研究^[3-6],获得了大量有益于工程应用的数据和结论,国内近些年也已开展了飞机热气防冰系统的设计和数值模拟研究^[7-9],但针对微引射形式的热气防/除系统的研究很少,裘燮纲等人^[9]建立了一种微引射防冰系统的工程设计方法,利用从气动力函数方法获得的微引射特性方程,完成了微引射防冰腔的热力计算,该方法计算效率高,可以直接应用于微引射防冰系统的工程设计。然而,微引射防冰腔的引射性能是影响防/除冰效果的重要因素,而微引射系统的流动和换热特性复杂,传统的工程计算方法存在一定的局限,因此,本文采用数值模拟手段对不同结构的微引射除冰腔的引射性能进行计算,根据除冰系统的工作特点选出符合实际使用的微引射结构,并对其进行试验验证,为其在飞机防冰系统上的实际使用提供依据。

1 微引射除冰腔工作原理

微引射除冰腔结构如图1所示,主要由笛形主引射管、微引射混合腔及双蒙皮波纹板组成。来自发动机压气机的高温高压气体从主引射管上的音速射流孔喷出,引射A腔中换热后且尚具有较高温度的空气,使其在混合腔内与主引射气体混合,形成除冰热气。热气流过由双蒙皮波纹板形成的除冰通道对外蒙皮进行加热,流出通道的气体汇入A腔内,一部分被引射,另一部分排出系统。

飞机防冰系统和除冰系统的工作要求不同,防冰系统需要在防护区域内将撞击到表面的过冷水

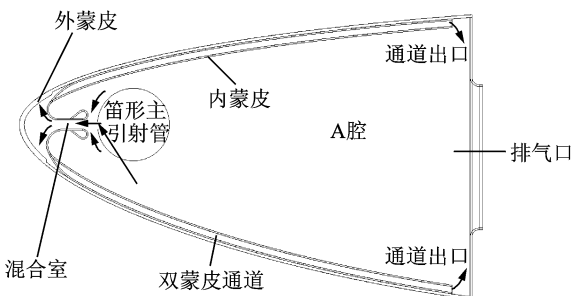


图1 微引射防冰腔截面图

完全蒸发,不允许防护表面结冰或在防护区域外形成冰脊;而除冰系统只是将防护表面的冰层融化一薄层,使之与防护表面脱离。因此相同结冰气象条件下,飞机除冰系统所需的热负荷比防冰系统小;相同引气条件下,除冰系统的A腔内暖气的温度较防冰系统高,可利用的能量也较多。在允许的条件下,最大限度地增大A腔空气的被引射量,提高微引射系统的引射比,成为设计微引射热气除冰系统最关心的问题。这样不仅可以加大双蒙皮热气除冰通道内的空气流量,使得通道内的换热系数得到提高;同时由于防冰系统中A腔中暖气的温度较高,较大的引射比不会影响热气防冰系统的工作温度。

2 数值模拟

2.1 计算模型

本文研究的基本物理模型如图2所示,为了使微引射系统结构清晰,图2中未给出形成A腔的后壁板。

为了计算方便同时也不失一般性,计算模型对主引射射流孔和双蒙皮通道在展向方向上选择了对称结构(如图2所示)。在射流孔径、双蒙皮结构参数和混合室宽度一定的情况下,影响引射系统性能的主要结构参数是混合室长度和射流孔间距,本文在进行数值模拟计算时对混合室长度和射流孔间距进行了变化,采用了如表1的7种微引射热气除冰腔的结构参数。

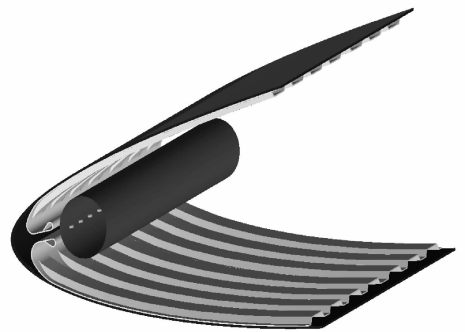


图2 计算模型

表1 微引射防冰腔结构参数($d=1.5\text{ mm}$, $D_n=6\text{ mm}$)

序号	射流孔间距与孔径比(L/d)	混合室长度与混合室当量直径比(H/D_n)
A	4	8
B	8	8
C	12	8
D	16	8
E	12	6
F	12	7
G	12	10

2.2 计算网格与数值模拟方法

利用 GAMBIT 软件对计算区域进行网格划分,图 3 为计算域展向截面的计算网格图,壁面附近进行了加密,壁面最小距离为 10^{-4} 量级。数值模拟采用 FLUENT 软件计算,对流项的离散均采用二阶迎风格式,湍流模型选用可实现 $k-\epsilon$ 模型^[10],近壁区的处理采用增强型壁面函数,通过试算调整第一层网格壁面距离,保证无量纲距离 y^+ 在 50 以内,符合该湍流模型和壁面处理方法的要求。

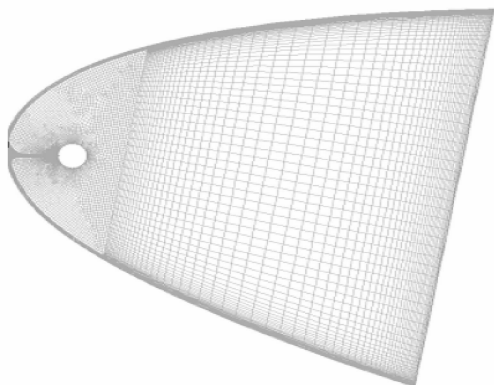


图 3 展向截面网格划分图

2.3 边界条件

取翼展方向的一段进行计算,外蒙皮表面为热流边界条件;主引射射流孔为压力进口条件,计算温度为 $180\text{ }^\circ\text{C}$;双蒙皮通道出口条件为自由出流条件;系统排气口为压力出口边界条件。为了与试验结果进行对比,计算中调整热流边界条件,保证换热后防冰通道排气温度与试验工况相同,进而对计算和试验的引射比进行对比分析。

2.4 数值模拟结果与分析

微引射系统引射比(u)定义式^[9]

$$u = \frac{G_H}{G_P} = \frac{G_Z - G_P}{G_P} \quad (1)$$

式中: G_P 为主引射气流的流量, G_H 为被引射气流的流量, G_Z 为混合后流体的总流量。

根据上式定义,通过对混合腔进出口能量守恒分析也得到引射比,即主引射流体和被引射流体的焓值之和等于混合后流体的焓值

$$C_{p_p} T_p + u C_{p_H} T_H = (1 + u) C_{p_Z} T_Z \quad (2)$$

式中: u 为引射比; C_{p_p} , C_{p_H} 和 C_{p_Z} 分别表示主引射气流、被引射气流和混合气流的比热容; T_p , T_{p_H} 和 T_{p_Z} 分别表示以上 3 种气流的温度。

飞机防/除冰系统的工作受到发动机功率状态的影响,在发动机功率变化时,主引射管的引气压力也会随之变化。图 4 给出了表 1 中 C 结构微引射器的引射比随主引气压力和环境压力变化的计

算结果。从图中可以看出:(1)在相同环境压力下,引气压力增大时,引射比降低;(2)在相同引气压力下,随着飞行高度的增加,环境压力降低,引射比逐渐减小。引气压力增大时,主引射流量也加大,从该结构混合腔的计算流场可知,流量增大使得轴向射流核心区长度增大,减弱了主引射流和被引射流的掺混,因此引射比降低;当飞行高度变高,环境压力变小时,被引射气体的密度变小,且主引射流在混合腔进口处引起的负压区域减小,导致被引射气体的质量流量减小,引射比也变小。

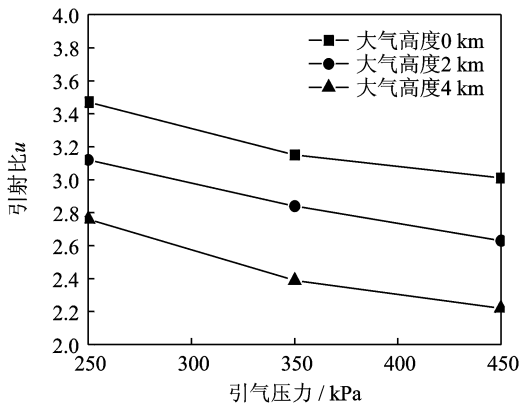


图 4 主引气压力和环境压力对引射比的影响

图 5 为相同引气压力 250 kPa 条件下,表 1 中 A,B,C,D 结构的引射比随射流孔间距变化分布图。从图中可以看出随着射流孔间距加大,引射比呈现出由小变大再变小的分布。孔间距较小时,射流孔数目较多,总引气量相对较大,主射流与被引射流体之间没有得到充分掺混(图 6),引射比较小;射流孔间距过大,总引气量较小,主射流在混合室内耗散较快(图 7),引射比也较小。设计中应避免采用过大或过小的射流孔间距,对于任意一种结构的笛形管微引射防冰腔,当热力参数一定时,存在一个最佳孔间距,使引射比达到最大。

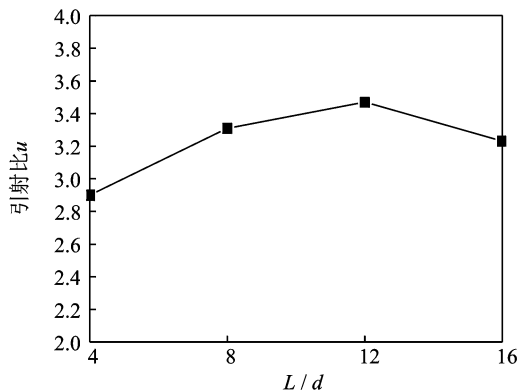


图 5 射流孔间距对引射比的影响

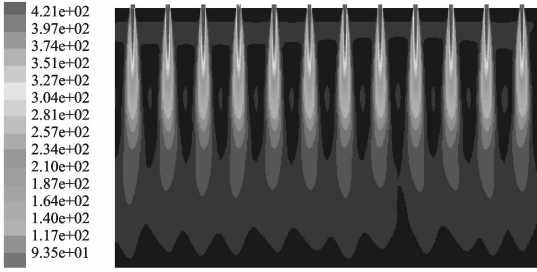


图6 B结构混合室中心横截面气流速度分布

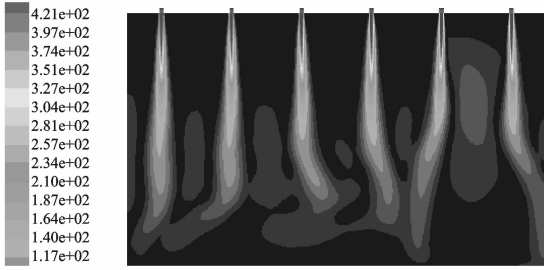


图7 D结构混合室中心横截面气流速度分布

为了考察混合腔长径比对引射比的影响,在引气压力 250 kPa,飞行高度 0 km 的条件下,对表 1 中 D,E,F,G 结构防冰腔的引射比进行了计算,模拟结果如图 8 所示。随着混合室长度的增大,引射比增大,当混合室长度增加到一定程度时,对引射

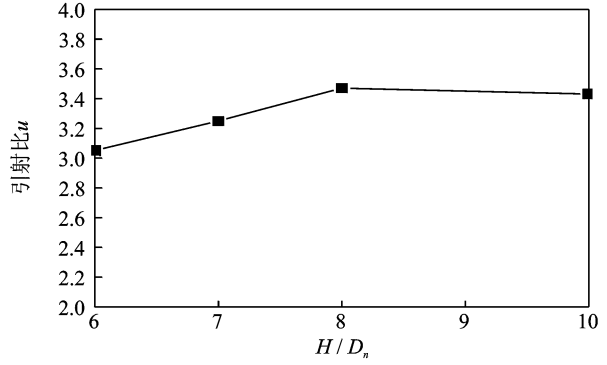


图8 混合腔长径比对引射比的影响

比的影响不再明显。

3 试验

从数值模拟的结果可以看出,表 1 中 C 结构的微引射系统较为合理,本文选取 C 结构加工了试验段,试验段长度为 2.5 m,采用测量流量和温度的方法对其引射比进行了测量。

3.1 试验系统

本次试验的试验系统原理图如图 9 所示。试验系统由发动机压气机引气模拟系统、喷水系统、真空舱、试验段和测量系统共 5 部分构成。

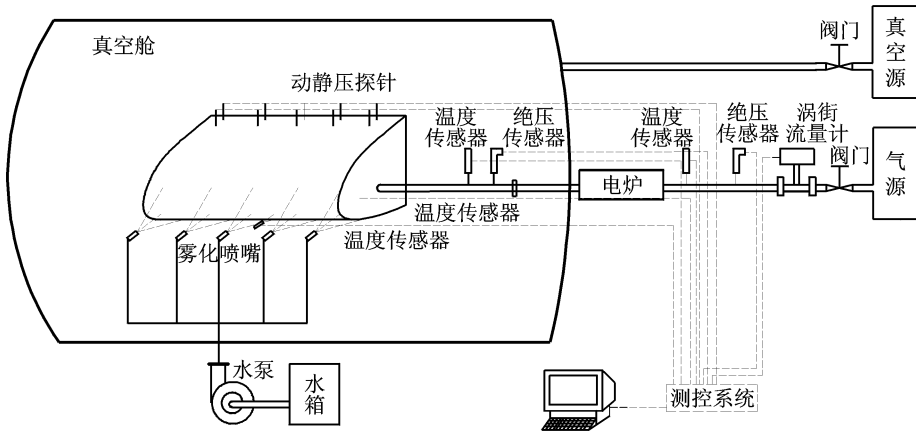


图9 试验系统原理图

发动机压气机引气模拟系统主要包括流量调节阀和电炉加热系统。通过流量调节阀控制笛形主引射管入口压力,电炉温控系统自动控制电炉出口空气温度,从而模拟发动机压气机的引气温度和压力。引气质量流量由涡街流量计、压力传感器温度传感器组成的测量系统获得。

喷水系统用于模拟外蒙皮外的防冰负荷,由水箱、高压水泵和雾化喷嘴组成。水泵加压的水经雾化喷嘴后形成水雾冲击到试验件的机翼前缘上,形成防

冰负荷,使防冰腔内的空气温度下降,得到 A 腔中暖气,同时也降低外蒙皮温度使之不会超出承受能力。

试验段如图 10 所示。在笛形主引射管的进口布置了压力和温度测点;微引射系统的混合室出口温度由从翼型前缘插入的 4 个热电偶测量;对应位置在 A 腔内安排了 4 个热电偶测量暖气(被引射空气)温度;在翼型上下两面的每个防冰通道出口前安装了总、静压测管,测量通道内空气的动压,根据标定的流量系数得到通道内的空气流量。



图 10 试验段实物图

测量系统采用基于 Labview 软件和 SCXI 数据采集设备的虚拟测试系统。测点参数由传感器测量,经信号变送后被 SCXI 调理放大,最后传至上位机显示并记录。试验段压力由 PTX7517 压力传感器测量,其精度为 2.5%;温度由 T 型热电偶测量,精度±0.5℃;空气体积流量由涡街流量计测量,精度为 1%。皮托管的动静压差由精度为 2.5%的压差传感器测量。

3.2 引射比的测量

试验段上下表面各有 20 个热气除冰通道,通道中空气流量由出口处的皮托管测量,测得的各通道流量总和为混合后流体的总流量 G_z ,结合供气管路中流量计测得的主引射流量 G_p ,根据式(1)可算出试验段微引射防冰腔的引射比。另外,在混合室和 A 腔内对应位置加装的 4 对热电偶,可以测得混合后空气温度 $G_i = \mu A_i \sqrt{\frac{2\Delta p_i}{\rho}}$ 和 A 腔内暖气

温度 $G_i = \mu A_i \sqrt{\frac{2\Delta p_i}{\rho}}$,由式(2)也可算出引射比。

3.3 试验结果与分析

3.3.1 各防冰通道流量分配

防冰通道中空气流量与皮托管所测的压差存在如下关系

$$G_i = \mu A_i \sqrt{\frac{2\Delta p_i}{\rho}} \quad (3)$$

式中: G_i 为某一通道中空气的质量流量, Δp_i 为该通道皮托管所测得的压差, A_i 为单个通道的截面积, μ 为流量系数,通道的结构尺寸理论上相同,其流通面积和各雷诺数下的流量系数基本一致,所以各个通道的压差分布基本反映了其流量分配情况。

将不同引气压力下,由皮托管测得的各个防冰通道的压差值绘于图 11 中。从图中可以看出,相

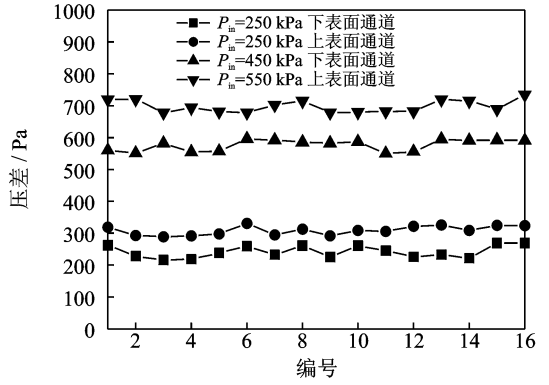


图 11 不同引气压力下通道压差分布图

同引气压力下,上表面通道的压差值普遍小于下表面通道,这是因为结构中翼型下表面通道较上表面短,流阻较小;在相同表面的通道压差基本相同,也即流量分配基本均匀。由此可知采用微引射热气除冰结构可以得到较为均匀的热气除冰通道流量。

3.3.2 引射比对比测试

试验中分别采用测量流量和测量温度的方法对试验段的引射比进行了测试。计算引射比时,流量采用了总流量进行计算,而温度则采用 4 对测点各自的平均温度进行计算,结果对比如图 12 所示。从图中可以看出两者差别较小,可以相互替代,但采用测量温度的方法更为方便。

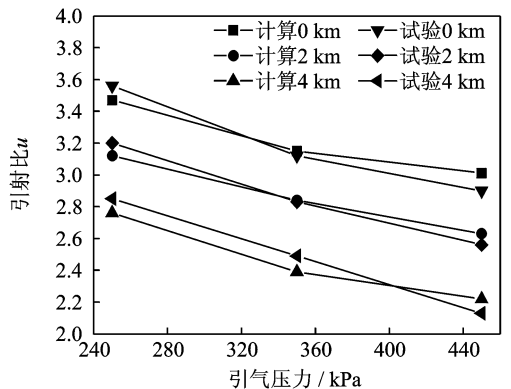


图 12 不同方法获得的引射比对比

3.3.3 试验结果与数值模拟结果对比

图 13 给出了不同飞行高度下,微引射热气除冰腔的引射比随发动机压气机引气压力变化图。由图中可以看出,试验结果与数值模拟结果的变化趋势一致,两者结果吻合良好。由此可见,对物理模型进行合理简化后,可以采用数值模拟方法对微引射热气防冰腔进行方案选型。

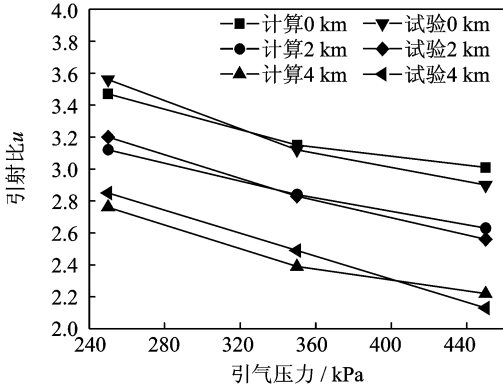


图13 不同飞行高度引射比随主引气压力变化

4 结 论

微引射热气除冰腔充分利用暖气的余热,当引射比较大时,能够大大减少发动机引气量。本文采用数值模拟选型并结合试验验证的方法,对微引射热气除冰系统的引射性能进行了研究,并将数值模拟结果与试验结果进行了对比,两者吻合良好,总结如下:

(1)引气压力相同时,微引射热气除冰腔的引射比随飞行高度的增大而减小;飞行高度相同时,引射比随引气压力的减小而增大。

(2)其他结构参数不变时,增大射流孔间距,引射比先增大后减小。可见对于任意一种结构的微引射热气防冰腔,存在一个最佳的射流孔间距,使引射比达到最大。

(3)在本文研究范围内,引射比随混合室长度增大而增大,当混合室长度增大到一定值时,对引射比的影响不再明显。

(4)与传统的工程计算方法相比,数值模拟可获得微引射系统的流场及温度场,为微引射防/除冰系统的结构优化设计提供更有利的依据。

参考文献:

[1] 钟长生,杜亮,洪冠新. 飞机结冰引起的飞行动力学问题探讨[J]. 飞行力学,2004,22(3): 64-68.
Zhong Changsheng, Du Liang, Hong Guanxin. The exploration of flight dynamics problem on aircraft icing[J]. Flight Dynamics, 2004, 22(3): 64-68.

[2] 裘燮纲,韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京:航空专业教材审编组,1985.
Qiu Xiangang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system[M]. Beijing: Beijing Compilation and Examination Group of Aero Specialized Teaching Materials, 1985.

[3] Planquart Ph, Vanden B G, Buchlin J M. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system[R]. AIAA 2005-1277, 2005.

[4] Farooq S, Parraschivoiu I. Optimization of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA 2003-733, 2003.

[5] Brown J M, Raghunathan S, Watterson J K, et al. Heat transfer correlation for anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1):897-904.

[6] Farooq S, Francois M, Paraschivoiu I. Numerical simulation of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA 2000-630, 2000.

[7] 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):927-929.
Bu Xueqin, Yu Jia, Lin Guiping, et al. Investigation of the design of wing hot-air ant-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8):927-929.

[8] 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. 北京航空航天大学学报,2007,33(6):649-652.
Chang Shinan, Ai Suxiao, Bi Wenming, 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.

[9] 裘燮纲,余小章. 微引射防冰腔热力计算[J]. 航空学报,1994,15(9):1110-1113.
Qiu Xiangang, Yu Xiaozhang. Thermal calculation for anti-icer with micro-injector[J]. Acta Aeronutica Et Astronautica Sinca, 1994, 15(9): 1110-1113.

[10] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2006.
Tao Wenquan. Numerical heat transfer[M]. Xi'an: Xi'an Transportation University Press, 2006.

