

文章编号:1000-8055(2012)06-1326-06

某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算

朱永峰^{1,3}, 方玉峰², 封文春³

- (1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 飞机公司, 北京 100089;
3. 中航工业第一飞机设计研究院 环控救生研究所, 西安 710089)

摘 要: 介绍了某型飞机发动机短舱防冰系统的结构形式和防冰原理,按照可利用热量应大于所需热量的原则,通过计算完全蒸发和湿状态下的热载荷,确定了发动机短舱防冰严酷状态及所需热流量。基于机翼水收集系数和数据相似原则,利用欧拉法两相流计算方法,确定了短舱防冰系统水收集系数。按照在湿状态下允许有一定结冰量存在的设计原则,根据发动机的吞冰能力,利用 VSAERO/ICE 工具对发动机短舱防冰系统进行了计算,计算结果表明,在严酷状态下,防冰系统能够满足允许结冰厚度要求。

关 键 词: 防冰系统; 发动机短舱; 水收集系数; 吞冰能力; 笛形管

中图分类号: V 228.7⁺1

文献标志码: A

Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system

ZHU Yong-feng^{1,3}, FANG Yu-feng², FENG Wen-chun³

- (1. School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautic and Astronautic, Beijing 100191, China;
2. Aircraft Corporation, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100089, China;
3. The Environment Control and Life Support System Design and Research Department,
First Aircraft Institute of Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: The structure and theory of engine nacelle anti-icing (NAI) system were introduced. According to the principle that the heat available should be larger than the heat required, the critical design point and required flows of NAI were determining by calculating the required bleed air at complete evaporation and running wet station respectively. The coefficient of water collection of NAI system was determined using Euler method based on the coefficient of water collection of wing and the data similarity rule. According to the theory of allowed maximum thickness of ice, the performance of NAI system was calculated using the VSAERO/ICE software. The result of simulation shows that the maximum thickness of ice can meet at the critical condition.

Key words: anti-icing system; nacelle of engine; coefficient of water collection; max accretion of an ice; piccolo tube

当飞机在结冰气象条件下飞行时飞机的某些部位会产生结冰,结冰将严重影响飞机的飞行安全,特别是飞机发动机进气道的结冰,轻则降低发

动机效率,重则损坏发动机,可能造成机毁人亡的事故。根据美国 Safety Advisor 统计,1990 年到 2000 年间由于飞机结冰导致的飞行事故占有

收稿日期:2011-07-25

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1326_018.html

作者简介:朱永峰(1966—),男,陕西潼关人,研究员、副总师,博士,主要从事飞机环控救生及防除冰系统的研究。

气象因素事故的12%,并且其中92%是在飞行过程中发生的事故。因此,在运输类飞机研制中对其结冰特性和防、除冰系统的研究至关重要。

某型飞机是我国第一个自主设计、具有自主知识产权的民用客机,该型飞机的发动机短舱防冰采用笛形管热气防冰。热气来源与机翼防冰系统和环控系统相同,是从发动机压气机的第5级或第9级引气(依据9级引气压力,自动后、闭高压阀实现引气口的转换),并通过压力电磁控制阀控制热气的供给。

发动机防冰系统的设计不仅需要知道结冰气象条件和飞行包线,特别是不同高度下的飞行速度和姿态,还需要知道发动机入口几何尺寸以及不同飞行条件下的发动机数据,包括入口空气流量和压气机引气条件。由于受到引气量的限制,发

动机短舱防冰系统的设计采用了一种新的理念,即允许有一定的结冰量存在,而不是完全蒸发。本文从防冰腔的设计、供气管道、热载荷分析等方面对发动机短舱防冰系统进行全面的概述^[1-15]。

1 防冰系统概述

某型飞机上装有2套相互独立的发动机短舱防冰(NAI)系统,采用典型的热气防冰。热气来源与环控系统、机翼防冰系统相同,都是从发动机第5级或第9级引气,并经一个预冷器冷却后经管道分配给各个系统,如图1所示。经过预冷器冷却的热空气通过75 mm的管道穿过发动机吊挂输送到位于启动阀上游的短舱防冰系统的38 mm管道,然后通过一个双壁管输送至D型防冰腔内的笛形管。

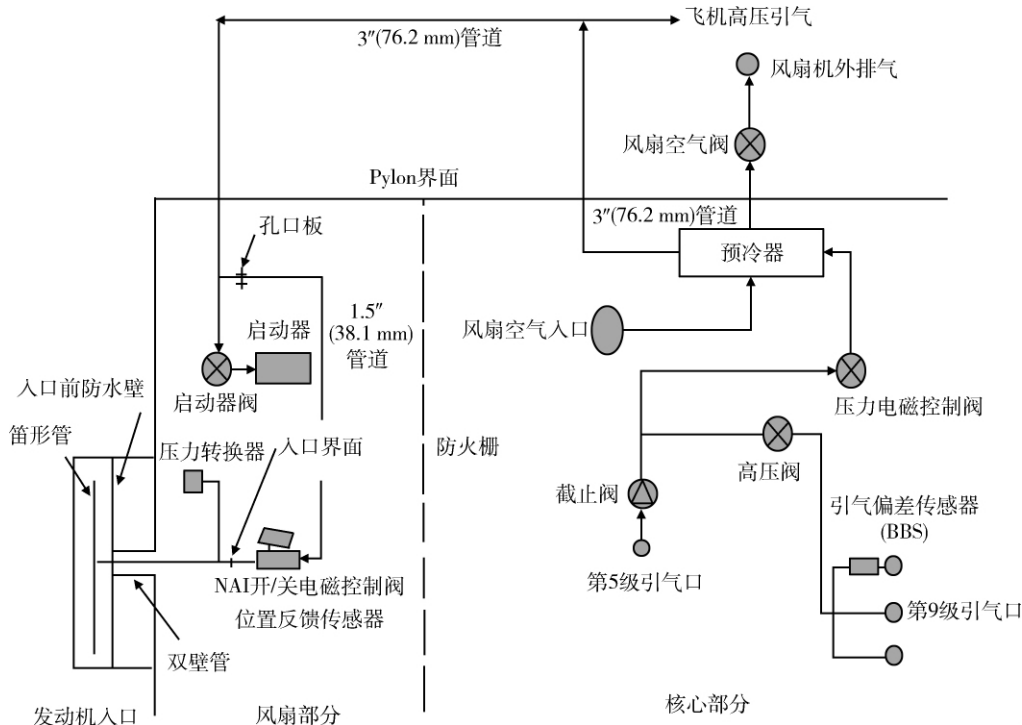


图1 发动机短舱防冰系统原理

Fig.1 Theory of NAI system

短舱防冰(NAI)系统主要由NAI关断阀、NAI文丘利管、供气管道、压力传感器、笛形管等组成,如图2所示。双壁管为直径38 mm的供气管被一个同轴的50.8 mm管道覆盖,同时有一个直径为1.016 mm的小孔保持内外管道之间的压力平衡。采用这种双壁管的好处是可以保护入口周围结构在内管失效的情况下不致包含过多的高压热空气。笛形管共有188个(3排均布)名义直径为1.8 mm的小孔将热空气分配至需要加热的

地方。入口部分,即由前后入口防水壁所组成的区域,设有专门的通风凹陷或出口。入口末端的排水孔保持入口部分和外界大气压力平衡。D腔或D管道的空气容积是由唇部蒙皮和前入口防水壁组成的区域决定的,通过防水壁的开口区与短舱防冰系统排气管道相通。排气管道与入口部分是彼此密封的,它通过排气网格与环境大气相通。入口通风段的主要参数如表1所示。空气入口和出口位置如图3所示。

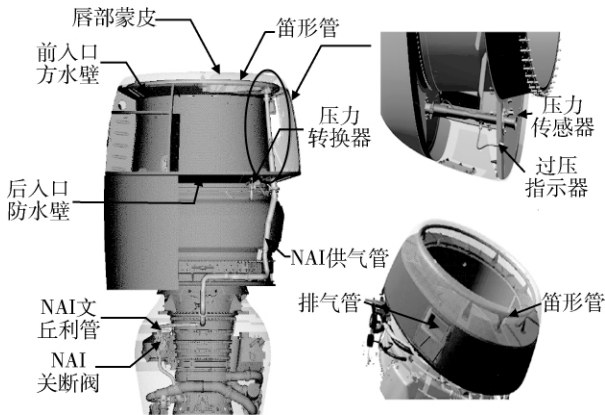


图 2 发动机短舱防冰系统
Fig. 2 NAI system

表 1 入口通风主要参数
Table 1 Main parameter of inlet

参数	数值
入口排出孔直径/mm	10.5
入口排出孔面积/cm ²	0.8
D 管/排气连接面积/cm ²	135.0
排气面积/cm ²	125.0
环绕进排气孔直径/mm	1.52
环绕进排气孔面积/cm ²	0.0065
笛形管孔直径/mm	1.8
笛形管孔数量	188
文氏管喉部直径/mm	26.2



图 3 空气入口和出口位置
Fig. 3 Positions of air inlet and exit

2 设计原则及状态选取

2.1 设计要求

该型发动机短舱防冰系统设计功能要求如下:

1) 文献[13]附录 C 规定的连续最大和间断最大结冰条件下,发动机短舱防冰系统能够保证无限制飞行;

2) 当穿过文献[13]附录 C 规定的连续最大和间断最大结冰气象条件时,入口前部区域的防冰能力将达到所需程度,控制流到加热表面后部的溢流水在可接受的范围内;

3) 发动机最大吞冰能力是 0.3765 kg,折合为 304.8mm×304.8mm×4.32mm 的冰层,4.32mm 是设计允许结冰厚度。

2.2 设计原则

该型飞机发动机短舱防冰系统的设计不同于一般发动机进气道热气防冰系统的设计,防冰区根据不同的结冰条件,不是全部实现完全蒸发,而是允许撞击水向内溢流,但是溢流水的结冰厚度控制在一定范围内。这是由于该发动机为高涵道比涡轮风扇发动机,其压气机可供利用的引气量是有限的,在慢车下滑状态实现防冰区完全蒸发是不可能的。发动机短舱在最大连续结冰条件下,在待机或高推力状态,按完全蒸发;在低推力状态,按湿状态,允许溢流。

关键设计点的确定是防冰系统设计需要考虑的问题之一,主要是根据结冰气象条件(包括连续最大和间断最大结冰条件)和飞行条件,同时依据可利用热量应大于所需热量的原则来确定;如果不能,那么在湿状态下的应该表明系统至少能够维持加热区在一个不结冰的表面,溢流冰的厚度控制在许可范围内。

简单地通过确定最大所需热量不能定义系统设计点,通常是通过待机(hold)或下降条件来定义的。虽然在这些点所需热量不是最大,但是由于较低推力要求,可利用的热也有所减小。因此,在进行系统设计时必须计算所有指定状态下的所需热量和可利用热量。在设计阶段,按照不同高度、速度以及发动机状态共确定了 58 种状态,飞机的飞行状态有单发起飞(APR)、正常起飞(NTO)、爬升(climb)、巡航(cruise)、下降(descend)、待机(hold)、进场(Appr)以及着陆(final)等,飞行高度为 0~6705m,飞行马赫数为 0.2~0.5,部分状态如表 2 所示。

表 2 短舱防冰输入条件
Table 2 Input conditions of NAI

状态 编号	飞行状态	高度/ m	温度/ ℃	马赫数	攻角/ (°)	襟翼角/ (°)	缝翼 状态	持续时间/min (最大连续云层)	持续时间/min (间断最大云层)	液态水含量/ (g/m ³)
1	单发起飞	0	−2.2	0.21	0	15.0	伸出	7.61	1.34	2.48
4	单发起飞	4572	−6.1	0.28	0	15.0	伸出	6.68	1.27	2.35
7c	正常起飞	0	0.0	0.24	0	15.0	伸出	5.00	1.26	2.50
8	正常起飞	4572	−6.1	0.29	0	15.0	伸出	5.00	1.24	2.35
9	爬升	0	−5.0	0.31	7.0	15.0	伸出	2.13	0.80	2.38
12a	爬升	4572	−6.0	0.54	3.4	0.0	收回	3.04	0.47	2.36
13	巡航	3048	−11.1	0.49	2.59	0.0	收回	3.38	0.50	2.18
15a	下降	4572	−6.0	0.43	5.6	0.0	收回	3.97	0.58	2.36
16	下降	4572	−8.9	0.43	5.6	0.0	收回	4.00	0.58	2.22
18a	下降	3048	0.0	0.39	5.6	0.0	收回	4.38	0.65	2.50
27	待机	5181	−10.0	0.42	6.83	0.0	收回	45.0	0.59	2.20
30	待机	4572	−30.0	0.38	6.61	0.0	收回	45.0	0.67	0.90
31	待机	4572	−6.7	0.41	6.57	0.0	收回	45.0	0.60	2.32
34	待机	4572	−7.8	0.39	6.20	0.0	收回	45.0	0.63	2.23
45	进场	1524	−16.1	0.19	7.3	40.0	伸出	8.82	1.32	1.90
47	进场	1524	−2.5	0.21	7.3	40.0	伸出	7.77	1.16	2.47
49	着陆	0	−1.7	0.19	6.6	40.0	伸出	8.58	1.28	2.49
53	着陆	0	−1.7	0.20	6.6	40.0	伸出	8.03	1.20	2.49

2.3 严酷状态点的选取

综合上述原则,严酷状态一般选取待机状态和小推力下降状态,从表 2 中选取 16,27,31 和 34 为严酷状态点. 其中状态 16 为下降状态,27,31 和 34 为待机状态,按连续最大条件,其气象条件参照参考文献[14]和参考文献[15]中第 85 页推荐条件,即 45 min,水滴直径 d 为 $22\text{ }\mu\text{m}$,液态水含量(C_{lw})按 0.59 g/m^3 ,按湿状态,确定的短舱防冰严酷状态点如表 3 所示.

表 3 发动机短舱严酷状态设计点
Table 3 Critical design points of NAI

序号	16	27	31	34
状态	下降	待机	待机	待机
飞行高度/m	4572	5181	4572	4572
温度/℃	−8.89	−10	−6.67	−7.78
持续时间/min	3.84	45.0		
Ma	0.43	0.42	0.41	0.39
$d/\mu\text{m}$			22	
液态水含量/(g/m ³)		0.59		

3 防冰计算

该型飞机发动机短舱防冰系统的计算主要包括热载荷和结冰厚度计算,其中热载荷计算包括所需热载荷和可利用热载荷的计算.

3.1 水收集系数计算

由于发动机进气道的外形比较复杂,其水滴撞击特性的计算相对比较复杂. 准确计算入口水滴撞击率取决于环境条件、当地飞行条件和发动机的设置. 环境条件包括液态水含量、环境温度和水滴大小分布;飞行条件包括空速、飞行姿态和高度. 发动机的设置对确定水滴撞击率是重要的,因为它影响接近和进入发动机入口的流线,而且发动机的设置也影响可利用热量,因为它直接影响压气机引气条件和流量. 准确确定现代发动机水滴撞击要求详细的三维分析,特别是由于入口圆周不同的几何形状使得在零攻角条件下的三维分析更为重要. 此外,入口流动的加速或减速的影响也需要考虑. 局部水收集系数是防冰计算的基础,主要有两种方法:拉格朗日法和欧拉法^[1-4]. 拉格

朗日法采用单相流计算空气流场,跟踪水滴轨迹,得到水滴撞击点后计算撞击极限和水收集系数 β 。欧拉法采用两相流法计算空气-水滴流场,认为水滴和空气是连续相,求解两套 Navier-Stokes (N-S) 方程,不需要确定粒子发射源。局部水收集系数的一般定义为^[1]

$$\beta = \frac{\rho u \cdot ds}{m} \quad (1)$$

式中 u 是水滴撞击速度矢量; ds 是表面面积矢量; $\dot{m}$ 是自由流中水滴质量流率。

根据欧拉法,水收集系数被定义为自由流水滴收集百分比在当地特定表面上的发生率,即^[2]

$$\beta = \frac{\alpha_n(u \cdot n)}{V_\infty} \quad (2)$$

式中 α_n 是表面法向水滴容积分数; n 是单元面法向矢量; V_∞ 是自由流速度。

本文根据机翼水收集系数计算方法,采用两相流欧拉法,通过计算两相流得到水滴容积分数的分布,利用 FLUENT 的自定义函数 (UDF) 处理后得到局部水收集系数

$$\beta = \frac{W_\beta}{W_{\beta\max}} = \frac{V \cdot n \cdot \alpha_x}{V_\infty \cdot \alpha_\infty} \quad (3)$$

其中 α_x 是水滴撞击壁面处当地容积分数, α_∞ 可由给定的远场液态水含量 C_{lw} 计算得到

$$\alpha_\infty = \frac{C_{lw}}{\rho_w} \quad (4)$$

式中 ρ_w 为液态水密度, kg/m^3 。

总的水收集系数为

$$E_m = \frac{\int \beta ds}{\int ds} \quad (5)$$

3.2 热载荷计算

短舱防冰结构如图 4 所示,发动机短舱防冰系统的热载荷计算包括两个方面,即防冰表面热载荷计算和管路热载荷损失。作用在防冰表面上的主要热流有^[5-6]: 对流换热热流密度 q_a , 由于附面层摩擦引起的气流对表面的气动加热热流密度 q_v , 表面上水蒸发散走的热流密度 q_e , 加热收集水滴的热流密度 q_w , 水滴动能转变成的热流密度 q_{wv} 。根据热平衡方程可得保证部件表面温度略高于冰点时的防除冰系统加热热流密度 q_n

$$q_n = q_a + q_e + q_w - q_v - q_{wv} \quad (6)$$

各热流密度的计算公式可查阅有关文献资料^[5-10]获得。

根据防冰表面热流密度及管道热损失,不同

飞行高度下发动机短舱防冰所需流量如图 5 所示 (按供气温度 200°C)。

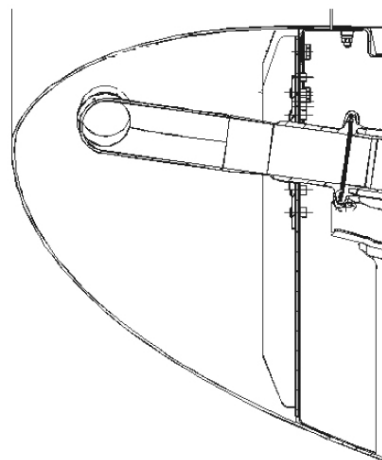


图 4 NAI 防冰结构

Fig. 4 NAI configuration

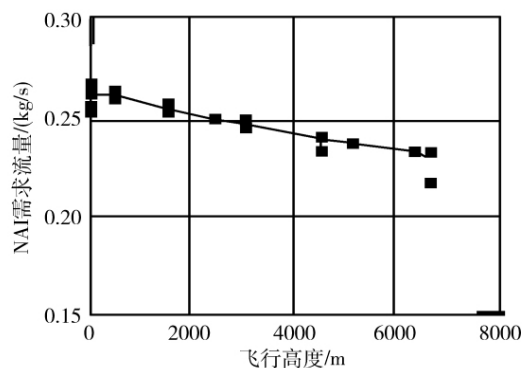


图 5 NAI 防冰流量

Fig. 5 NAI flow demand

3.3 短舱结冰厚度计算

撞击在部件表面上的水,在其未冻结和完全冻结之前,由于气流的吹袭,要向撞击极限的后方溢流,因此,部件表面的结冰区应包括水滴撞击区和水滴溢流区两个部分。由于受到引气量的限制,发动机的防冰系统允许在溢流区有一定的结冰量存在^[3,11-12]。根据同类型发动机的试验,该型发动机的最大吞冰能力为 0.3765 kg ,换算成结冰区域为 $304.8 \text{ mm} \times 304.8 \text{ mm} \times 4.32 \text{ mm}$ (宽 $\times$ 长 $\times$ 厚) 的冰层, 4.32 mm 是设计允许结冰厚度。用 VSAERO/ICE 工具计算表 3 中发动机短舱严酷状态点下结冰厚度如图 6~图 9 所示。

从上述计算结果可以看出,所设计的防冰系统能够满足发动机短舱防冰要求。

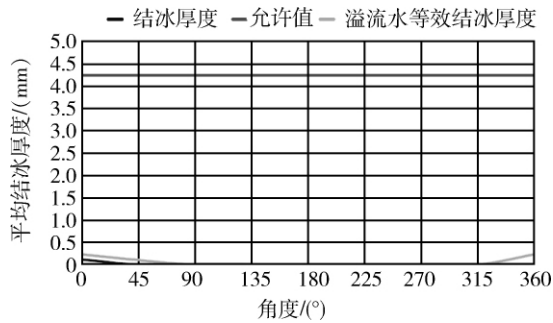


图6 状态16 结冰厚度

Fig. 6 Ice thickness of case 16

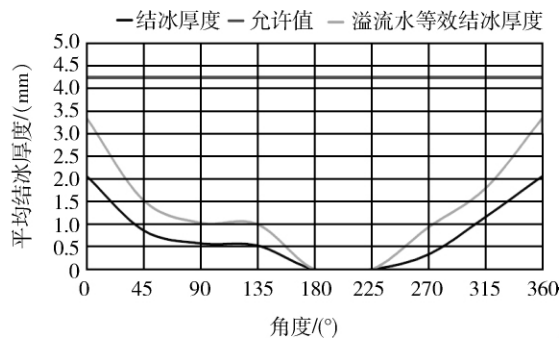


图7 状态27 结冰厚度

Fig. 7 Ice thickness of case 27

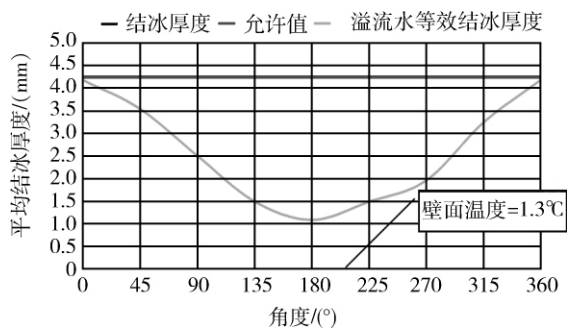


图8 状态31 结冰厚度

Fig. 8 Ice thickness of case 31

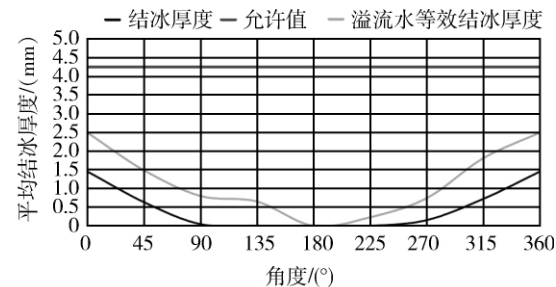


图9 状态34 结冰厚度

Fig. 9 Ice thickness of case 34

4 结 论

本文重点介绍了某型飞机发动机短舱防冰系统的结构和原理,并按照不同设计状态进行分析

计算,确定了严酷设计状态.由于受限于发动机的引气量,采用了按发动机吞冰能力设计的新方法.通过仿真计算和试验对比,该方法可以有效优化系统性能,提高系统效率.通过本文的介绍,可以为我国发动机防冰系统的设计提供参考.

参考文献:

- [1] Wirowo S, Srirambhatla S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA 2003-1073, 2003.
- [2] Tong X L, Luke E A. Eulerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model[R]. AIAA 2005-1246, 2005.
- [3] Rosenthal H A, Nelepovitz D O, Rockholt H M. De-icing aircraft turbine inlets[R]. AD-A199162, 1988.
- [4] Al-Khalil K, Hitzgrath R, Philippi O, et al. Icing analysis and test of a business jet engine inlet duct[R]. AIAA 2000-1040, 2000.
- [5] 裴雯纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组出版, 1985.
- [6] 常士南, 艾素霄, 毕文明, 等. 飞机发动机进气道防冰系统的设计计算[J]. 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 inlet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 649-652. (in Chinese)
- [7] Albright A. A summary of NASA's research on the fluid ice protection system[R]. AIAA-85-0467, 1985.
- [8] Kissling H H. Aircraft engine anti-icing test and evaluation technology[J]. AIAA Paper, No. 72-162, 1972.
- [9] Willbanks C E, Schulz R J. Analytical study of icing simulation for turbine engines in altitude test cells[J]. AIAA Paper, No. 73-1280, 1973.
- [10] Wright W B. An evaluation of jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application[R]. AIAA-2004-62, 2004.
- [11] Whalen E A, Broeren A P, Bragg M B. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamics effects[R]. AIAA-2005-1065, 2005.
- [12] Heinrich A, Ross R, Ganesan N. Engine inlet anti-icing system evaluation procedure[R]. FAA-RD-80-50, 1980.
- [13] 中国民航总局. 中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准[M]. 北京: 中国民航总局, 2001.
- [14] Federal Aviation Administration. Advisory circular AC20-73A: aircraft ice protection[R]. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 68FR12734, 1971.
- [15] Civil Aviation Authority. Aircraft icing handbook[M]. New Zealand: Safety Education and Publishing Unit, 2000.