

民用航空发动机进气道防冰系统设计方法研究

冯丽娟¹, 李冬¹, 易贤²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 201108)

(2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000)

摘要: 民用航空发动机进气道防冰系统为发动机在结冰条件下运行提供了安全保障, 中国民航总局颁布的适航条款中对民用航空发动机在结冰环境中的运行也提出了安全性要求, 但国内针对进气道防冰系统设计工作开展的研究较少, 本文针对民用航空发动机进气道笛形管防冰系统的设计, 介绍了国内外热气防冰系统的研究进展, 阐述了进气道防冰系统的设计依据、设计方法、优化方法及试验验证方法, 为民用航空发动机进气道防冰系统设计相关工作提供参考。

关键词: 民用航空发动机; 进气道; 笛形管防冰系统

中图分类号: V233.94

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.03.014

Civil Aero-engine Inlet Anti-icing System Power Requirement Definition Methodology Investigation

Feng Lijuan¹, Li Dong¹, Yi Xian²

(1. R&D Center, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201108, China)

(2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The civil aero-engine inlet anti-icing system provide the guarantee to the engine operation safe in the icing condition. The Civil Aviation Administration of China published the regulation to the civil aero-engine operation in the icing condition. However, there is less relevant research work about anti-icing system design. In this paper, the research progress for inlet piccolo anti-icing system in recent years is introduces. The design requirement, design methods, optimization methods and test verification methods are described which provide a reference to the design of the civil aero-engine inlet piccolo anti-icing system.

Key words: civil aero-engine; inlet; piccolo anti-icing system

0 引言

在结冰气象条件下, 云层中含有大量温度低于 0 °C 的液态过冷水滴。试验和飞行实践表明: 空气中的过冷水滴撞击在发动机短舱进气道前缘唇口, 形成的冰会使唇口气动外形发生变化, 造成发动机进气量减少, 降低发动机推力, 严重时会产生压气

机喘振等问题, 导致发动机性能下降, 且进气道冰脱落被吸入发动机, 可能会造成飞机坠毁的事故, 严重威胁着飞行安全。

进气道防冰系统是保证发动机进气流场品质以及飞机在结冰环境下安全运行的重要手段。在适航条款中, CCAR-33 部以及 CCAR-25 部中对民用航空发动机安全性提出了明确的要求。其中, CCAR-33 部主要针对发动机进气道本体的防冰性能验证要求, CCAR-25 部针对发动机进气道安装之后的防冰系统性能设计及验证提出了要求。

我国民用航空发动机的研制工作刚刚起步, 进

气道防冰系统尚未系统开展设计研究,本文在总结国内外民用航空发动机进气道防冰系统设计技术的基础上,对设计依据、设计方法、优化方法及试验验证方法进行探索,以期为民用航空发动机进气道防冰设计工作提供参考。

1 热气防冰系统的研究进展

进气道短舱防冰方法主要包括电加热防冰和热气防冰。热气防冰系统工作逻辑与控制实现较为简单,系统集成难度较低,是目前应用最为广泛和最可靠的系统。民用航空发动机短舱防冰系统设计大多采用的是热气防冰系统。热气防冰系统的工作原理是:由发动机高压压气机内引出的高压热气经过流量调节器和防冰阀等设备后,进入发动机短舱进气道前缘防冰腔内,使进气道唇口的蒙皮表面的温度达到一定的值,从而保证唇口表面不结冰或融冰。根据热气防冰效果可以将热气防冰分为干式防冰(全蒸发式防冰)和湿式防冰(半蒸发式防冰)。

热气防冰系统的使用已有几十年的历史,现役大型喷气式民用客机短舱基本上都采用了这种形式的防冰系统。经过长期的发展,热气防冰系统的技术已经非常成熟。传统的热气防冰系统核心部件为笛形管,笛形管防冰主要运用了管道内外的高压比使限流孔达到临界流动,从而精确控制热气流量和功率的分配,来满足防冰热载荷的需求。

关于热气防冰系统的优化,国外的学者开展了大量的研究。M. Papadakis 等^[1]采用了试验和数值方法研究了笛形管限流孔分布角度对防冰性能的影响;J. M. Brown 等^[2]通过试验方法研究了限流孔之间间距、笛形管与蒙皮距离、开孔大小与防冰系统效率的关系,并给出了设计参考的范围;D. Rigby^[3]在设计中更多关注了限流孔分布构型对防冰系统的影响,其研究结果表明非对称分布限流孔效率更高。而 A. F. Massardo 等^[4]提出了一种新的防冰腔结构,能够节省热气的用量、提高防冰系统效率。国内,常士楠^[5]、裘燮纲等^[6]关于防冰腔直喷式、弦向双蒙皮式和微引射式结构的性能及防冰效果开展了广泛的研究,对各种防冰结构的传热特性有了较深入的理解。

在对笛形管防冰系统的研究中,卜雪琴等^[7]、林贵平等^[8]通过数值方法开展了笛形管限流孔孔径、孔数及孔间距等参数对防冰系统热效率影响的研究。

朱永峰等^[9]基于某型飞机发动机,采用了按照发动机吞冰能力设计的新方法对短舱防冰系统在严酷工况下需求的热流量进行了计算分析,有效地优化了系统性能,提高了系统效率。

2 进气道防冰设计依据

民用航空发动机进气道防冰系统设计的需求一方面来源于发动机总体性能对发动机核心机部件工作性能的要求,另一方面来源是 CCAR-25^[10]部和 CCAR-33^[11]部的适航条款要求。

2.1 总体性能设计要求

发动机总体的性能要求主要包含:①防冰的形式是否为全蒸发,如果是湿蒸发,则需要确定的后流水的质量;②在单发失效的情况下,另一台发动机的是否要求提供防冰能力;③防冰需要满足的包线范围,确定是否需要考虑过冷大水滴(SLD)的防冰要求。

2.2 适航条款的设计要求

在 CCAR-25^[10]部 25.1093 条款中规定“每台涡轮发动机必须能在下列条件下在其整个飞行功率(推力)范围(包括慢车)工作,而发动机、进气系统部件或飞机机体部件上没有不利于发动机运转或引起功率或推力严重损失的冰积聚;”以及 CCAR-33^[11]部 33.68 条款中规定“附录 C 中规定的连续最大或间断最大结冰状态下,发动机在其整个飞行功率范围(包括慢车)内的工作中,在发动机部件上不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况”。

CCAR-25^[10]部在 25.1419 条也提出了防冰设计的验证要求,并在附录 C 规定了连续最大结冰条件(CM)和间断最大结冰条件(IM)。

2.2.1 连续最大结冰条件(CM)

连续最大结冰条件 LWC 与 MVD 关系如图 1 所示。

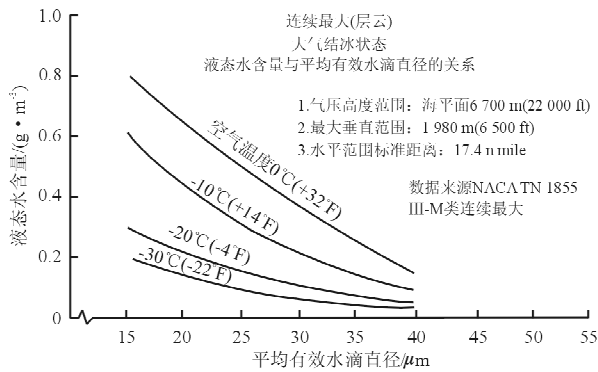


图 1 连续最大结冰条件 LWC 与 MVD 关系

Fig. 1 LWC variation with MVD in different temperature (Continuous icing condition)

从图 1 可以看出:连续最大结冰条件的特点是:在一定时间内,飞机处于一个低等和中等程度水滴直径(MVD)和液态水含量(LWC)的层云中。水平云层范围采用 NACA 推荐值 17.4 n mile,压力高度范围为 0~22 000 ft(6 705.6 m);环境温度范围为 32(0)~-22 ℉(-30 ℃)。

2.2.2 间断最大结冰条件(IM)

间断最大结冰条件 LWC 与 MVD 关系如图 2 所示。

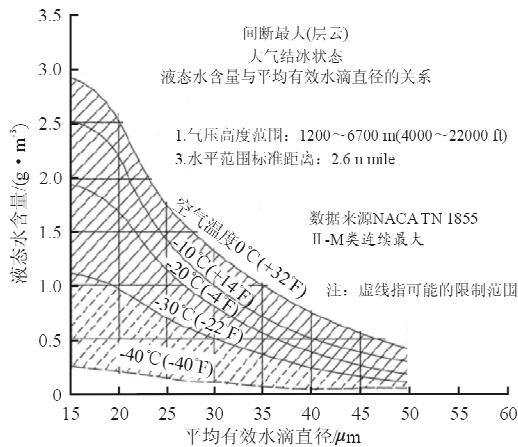


图 2 间断最大结冰条件 LWC 与 MVD 关系

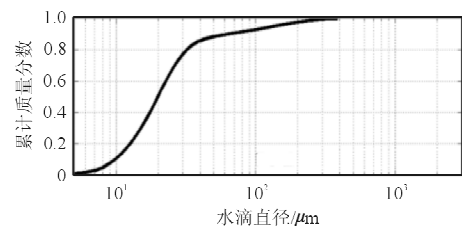
Fig. 2 LWC variations with MVD in different temperature (Intermittent icing condition)

从图 2 可以看出:间断最大结冰条件的特点是:短时间内,在与连续最大结冰条件下相当的水滴直径(MVD)范围内,飞机处于一个高液态水含量(LWC)的环境中。水平云层范围采用 NACA 推荐值 2.6 n mile,压力高度范围为 4 000 (1 219.2)~30 500 ft(9 296.4 m);环境温度范围

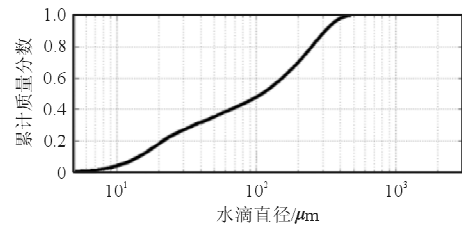
为 26(-3.3)~-40 ℉(-40 ℃)。

2.2.3 过冷大水滴

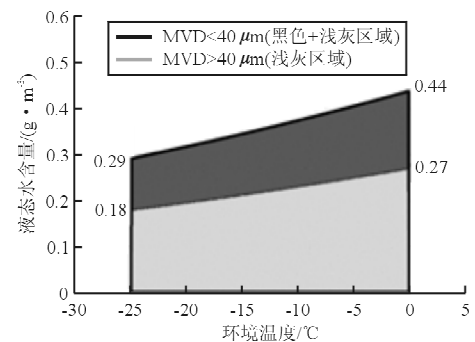
2014 年 11 月,FAA 正式发布了 25-140 号修正案“Airplane and Engine Certification Requirements in Supercooled Large Drop, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions”,新增了关于过冷大水滴结冰条件的 25.1420 条款(2015 年 1 月 5 日生效)和附录 O^[12]。在修订后的要求中,FAA 要求对于最大起飞重量小于 60 000 lb 或使用可逆的操纵系统的飞机除了需要考虑附录 C 的结冰条件,还需要考虑附录 O 的过冷大水滴条件,如图 3 所示。附录 O 包线中定义的水滴直径范(MVD)范围最大至 1 000 μm,液态水含量范围最高达到 0.44 k/m³,远远大于附录 C 中定义的结冰条件。



(a) 冻毛毛雨粒径分布(MVD<40 μm)



(b) 冻毛毛雨粒径分布(MVD>40 μm)



(c) 冻毛毛雨液态水含量分布

图 3 冻毛毛雨液态水含量

Fig. 3 LWC variation with MVD in different temperature (Frozen drizzle icing condition)

附录 C 定义的连续最大结冰条件通常是用于防冰系统定义设计工况点,其间断最大结冰条件由于水平距离较短,虽然结冰强度较大,一般作为防冰系统的设计校核工况。

虽然 FAA 提出附录 O 的要求,但是由于国内在 SLD 相关的技术研究领域内尚未形成可供工程设计使用的数值仿真方法以及试验验证方法,因此 CAAC 没有在 CCAR-25 部中提出 SLD 的防冰设计要求。

3 进气道防冰系统设计方法

民用航空发动机进气道热气防冰系统(如图 4 所示)设计通常需要按照以下步骤开展:①防冰工况点定义;②防冰范围分析;③防冰能量需求确定;④笛形管参数的设计及优化。

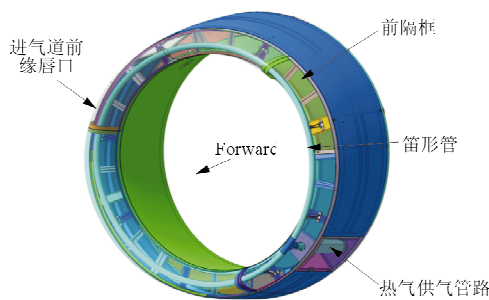


图 4 进气道防冰系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of inlet anti-icing system

3.1 设计工况点确定

进气道防冰设计工况点需要根据发动机可能使用的飞行运行条件参数以及气象条件范围来确定,设计工况点的定义包含影响结冰条件的环境参数以及发动机防冰热气功率的供给参数。首先需要确定严重结冰条件,对进气道防冰工况点中结冰条件的确定。对结冰分析需要的速度、高度、攻角、液态水含量、水滴直径大小、环境温度等参数进行组合,再结合发动机的工作状态,通过结冰计算分析,获取临界结冰条件。一般选取进气道典型的二维剖面开展严重结冰条件的确定,然后经过三维设计验证,最终确定的用于防冰分析的严重结冰条件。

另外一方面,防冰系统设计工作需要考虑压气

机的可用的功率。在不同的飞行高度、飞行速度条件下,压气机可提供热气引气功率是不同的,在允许的热功率提取范围内,找到严重结冰条件下最小的引气功率对应的发动机工作状态来分析确定得到。对于进气道防冰系统的设计工况点,需要结合严重结冰条件与该条件下的压气机的引气参数以及管路流动参数来最终确定。

3.2 进气道防冰范围分析

防冰范围的确定需要对水滴撞击极限进行分析,对于水滴撞击极限的计算,在裘燮刚,韩凤华编著的《飞机防冰系统》^[13]从机理上进行了详细地说明,并给出了一种工程的方法计算水滴撞击范围。同时,设计中可参考相应的 AC^[14-15]。数值方法上目前国内通采用外流场计算软件(例如:Fluent),然后再利用自行二次开发的结冰软件或者商用软件(例如:FENSAP)在不同的结冰工况下,对进气道的气液两相流场进行模拟,利用获得的进气道水滴撞击特性,确定水滴撞击范围。

3.3 防冰能量需求确定

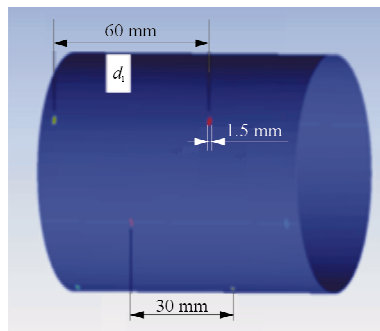
短舱进气道防冰能量的获取,通常利用能量平衡的计算,需要考虑水滴撞击到进气道表面的对流换热、蒸发、热传导、相变等过程产生的能量变化。一般工程设计工作使用自行开发的防冰热载荷计算工具,根据所需计算的工况中的环境条件,得到水撞击特性计算和结冰结果。

按照进气道防冰系统设计的蒸发方式,可设定不同的防冰表面温度,再根据不同防冰表面温度情况,对进气道表面所需防冰加热能量进行计算,得到不同工况点实现防冰所需加热能量。

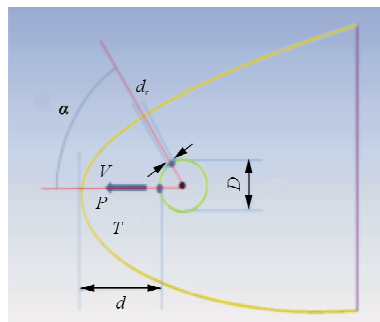
在防冰能量的确定过程中,需要将设计的结果与可用高压压气机的引气功率进行对比分析,最终确定可用于进气道防冰系统的引气功率。

3.4 笛形管的设计及优化

笛形管设计的主要参数(如图 5 所示)有:①笛形管的直径(D),②笛形管与进气道蒙皮的相对位置(d),③限流孔的间距(d_1),④限流孔的开孔角度(α),⑤开孔直径(d_r)。



(a) 限流孔间距



(b) 笛形管的开孔参数

图5 笛形管设计参数

Fig. 5 Parameters of piccolo tube

在进行笛形管参数优化设计的过程中,需要首先通过数值仿真计算得到进气道外流场的速度、压力、温度、对流换热系数等参数,利用外流场的计算结果,忽略外流场的变化的影响;然后截取需要优化笛形管位置处的外流场参数,作为笛形管优化设计的输入条件,根据笛形管流动参数,采用数值方法模拟获取进气道外表面的温度分布,判断是否满足预期的设计要求,经过试验验证评估后,可确定笛形管外形及位置等设计参数。

4 进气道防冰系统试验验证

在防冰系统设计数值计算的过程中,做了很多假设,同时换热的过程是一个非稳态的过程,采用稳态的计算结果与试验验证结果有一定的差距,采用数值仿真方法有助于找到设计规律,对不同的设计方案进行优化对比,但是对于后流冰的确定以及防冰效果的评估确定等方面,需要通过试验来验证。

4.1 冰风洞试验验证

冰风洞试验是验证数值仿真得到的结冰特性

以及防冰系统性能的主要手段。通过冰风洞的试验设备产生与CCAR-25部附录C包线要求的结冰云雾条件并模拟飞行条件下外部流场,通过内部的热气供应装置提供一定温度、压力与速度的热气,对不同结冰条件下的防冰系统进行验证。

冰风洞试验要求必须采用全尺寸、真实结构材料的试验模型,而目前世界范围的结冰风洞试验段尺寸都在2~3 m以下,对于高速试验段,尺寸在1 m以下,因此全尺寸模型的展弦比、风洞试验段堵塞度将极大地限制试验结果的真实性和有效性,模型结构强度也增加了模型设计的难度在开展冰风洞试验时,短舱的模型尺寸较大,采用1:1模型进行试验,会造成了流场数据的不真实,不能满足流场、水滴撞击、防冰热交换相似的条件,为此需要对模型进行重新设计。通常,采用将进气道前缘展开设计的模型设计来满足冰风洞的试验条件。

冰风洞试验的模型需通过设计修改后缘外形,以调节前缘压力分布与原始模型一致,经过调节的模型弦长较短,既满足风洞试验堵塞度又能保证与原始模型的流场特征一致。

4.2 冰风洞试验条件的确定

冰风洞试验产生的水滴条件难以满足所有工况,由于受到水滴惯性的影响,即便是在世界上最先进的冰风洞——意大利CIRA冰风洞选定的试验段的风速也不能满足试验工况中速度较高的条件,必须针对冰风洞试验参数进行相似转换。

目前通常采用的相似准则有:

(1) 法国(ONERA):对水滴运动进行了相似处理;在热力学相似方面,要求冻结比例和热相对因子相等。

(2) 美国(AEDC):对水滴运动进行了相似处理;在热力学相似方面,要求冻结比例和水滴能量传递势相等。

4.3 进气道防冰系统飞行试验验证

由于自然结冰条件下的飞行试验验证代价较大,进气道防冰系统飞行试验验证需要开展干空气飞行试验验证与自然结冰飞行试验验证。

干空气飞行试验验证主要在没有结冰条件的云层中进行防冰系统表面温度的测量,以验证数值

仿真与风洞试验的结果的正确性。

自然结冰飞行试验是利用试验机在真实的结冰条件下进行飞行,以验证防冰系统的设计在可能存在的大多数结冰气象条件下可以满足设计要求,保证飞行安全,为适航符合性验证工作提供直接的支撑数据。

通过自然结冰试飞工作,可获取发动机在不同高度、不同速度、不同工作条件下进气道防冰功率提取数据,并对进气道防冰系统的防冰效果进行评估。

但是自然结冰试飞过程中的大气参数条件难以控制,需要等待合适的结冰气象条件才能完成,获得的结冰工况随机性比较大,重复性比较差,自然结冰试飞过程中的气象参数也难以覆盖整个结冰包线;此外,自然结冰试飞的成本昂贵,危险性大。因此,通常在进气道防冰设计的适航取证过程中,自然结冰试飞数据与干空气试飞数据、冰风洞试验数据、数值仿真数据应相辅相成,完成进气道防冰适航符合性验证的工作。

5 结束语

基于我国现阶段开展民用航空发动机设计的需求以及适航符合性验证的需求,在型号研制中还需要注意以下几方面的工作:

(1) 国内民用航空发动机进气道防冰系统设计工作刚刚起步,对于适航条款的要求以及相应的适航符合性验证方法需要进一步进行深入研究,建立国内的民用航空发动机进气道防冰设计的适航符合性验证体系。

(2) 进气道防冰设计数值仿真工作通常采用解耦方法处理,受到仿真精度的影响,防冰系统的设计优化及验证大部分工作需要在冰风洞内验证,相关的试验工况多、周期长,试验条件要求较高,需要选用经济适用的风洞开展验证,国内冰风洞试验能力建设尚需进一步以工程设计需求为牵引,完善冰风洞的试验能力。

(3) 民用航空发动机进气道防冰系统的冰风洞试验验证工作在国外发展已经较为成熟,国内的冰风洞试验技术以及防冰系统设计验证技术近几年才起步,国内一些新建的冰风洞硬件设备已经具备,正在开展结冰云雾参数的调试,后续还需

要基于结冰过程以及防冰过程相似的试验要求,进一步对试验模型设计技术以及试验测量技术进行探索。

参考文献

- [1] Papadakis M, Wong S H. Parametric investigation of a bleed air ice protection system[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2013: 231-246.
- [2] Brown J M, Raghunathan S, Watterson J K, et al. Heat transfer correlation for anti-icing systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 39(1): 65-70.
- [3] Rigby D. Numerical investigation of hole pattern effect on piccolo tube anti-icing[J]. *AIAA Journal*, 2000, 1012.
- [4] Massardo A F, Farinazzo E. Experimental investigation of a new and energy-saving nacelle anti-ice system[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 33(6): 1033-1039.
- [5] 常士楠, 韩风华. 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. Aircraft engine inlet lip skin hot air anti-icing performance analysis[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1999, 25(2): 201-203. (in Chinese)
- [6] 裘夔纲, 余小章. 微引射防冰腔热力计算[J]. *航空学报*, 1994, 15(9): 1110-1113. Qiu Xiegang, Yu Xiaozhang. Thermal calculations for anti-icer with micro-ejector[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1994, 15(9): 1110-1113. (in Chinese)
- [7] 卜雪琴, 林贵平, 郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(11): 2495-2500. Piao Xueqin, Lin Guiping, Yu Jia. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(11): 2495-2500. (in Chinese)
- [8] 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): 927-930. Piao Xueqin, Lin Guiping, Yu Jia. Wing hot air anti-icing system design[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(8): 927-930. (in Chinese)
- [9] 朱永峰, 方玉峰, 封文春. 某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(6): 1326-1331. Zhu Yongfeng, Fang Yufeng, Feng Wenchun. Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(6): 1326-1331. (in Chinese)
- [10] 中国民用航空总局. 运输类飞机适航标准[S]. CCAR-25-R3, 2001. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards; transport category airplanes[S]. CCAR-25-R3, 2001. (in Chinese)
- [11] 中国民用航空总局. 航空发动机适航审定规定[S]. CCAR-33-R2, 2011.

- Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards; aircraft engines [S]. CCAR-33-R2, 2011. (in Chinese)
- [12] Part F A R. 25: Airworthiness standards; Transport category airplanes[J]. Federal Aviation Administration, Washington, DC, 2002, 7.
- [13] 裘夔纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- Qiu Xiegang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [14] Susan J M. Aircraft ice protection[R]. FAA Advisory Circular, No. 20-73A, 2006.
- [15] Susan J M. Performance and handling characteristics in icing conditions[R]. FAA Advisory Circular, No. 25-25A, 2014.

作者简介:

冯丽娟(1976—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用航空发动机短舱气动热力设计。

李冬(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:结冰适航、结冰安全性等。

易贤(1977—),男,博士,研究员。主要研究方向:结冰模拟、结冰试验等。

(编辑:赵毓梅)