

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.01.010

民用飞机临界冰型确定策略浅析

Determination Method of Critical Ice Shapes for Large Civil Aircraft

张 强 / ZHANG Qiang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

分析了适航规章第 25 部 121 修正案中关于民机临界冰型的修订内容,提出大型客机结冰适航验证所用临界冰型的确定策略。针对飞机不同飞行阶段分析飞机结冰特征,对飞机不同部件开展结冰参数临界性分析,确定临界结冰条件,结合结冰数值预测和冰风洞试验手段提出相应的临界冰型确定方法;同时提出适航验证所需失效冰型、延迟冰型等特殊冰型的确定方法。根据性能、操纵和动力专业对于结冰临界性的不同要求,对比评估各种冰型对飞机影响的严重程度,最终确定飞机用于适航验证的临界冰型。本文可为大型客机的结冰适航验证工作提供参考。

关键词: 民机;结冰;临界冰型;适航

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] The content about airplane critical ice shapes in Amendment No. 25-121 of 14 CFR Parts 25 is analyzed. We presented the determination method of the critical ice shapes on large airplanes used in icing airworthiness validation. The study is conducted on the ice accretion characteristics within the different flight phases. The critical analysis about icing parameters is conducted based on the different parts of aircraft to determine the critical icing condition. The critical ice shapes is determined using the numerical simulation and icing wind tunnel test. The method to determine the disabled ice and delayed turn on (DTO) ice accretion is also presented. According to the different needs about icing criticality of the flight performance, maneuver and stabilization and engine design, the effects to the aircraft of all ice shapes are compared and evaluated. Then the critical ice shapes used in airworthiness validation is determined. The contents of this paper can be consulted in large aircraft airworthiness validation.

[Keywords] civil aircraft; ice accretion; critical ice shape; airworthiness

0 引言

民用飞机能否在已知和预告的结冰条件下运行关系到航空公司的飞机出勤率和运营成本,基本上飞机型号合格申请人都会选择申请在结冰条件下运行的型号合格证。为保证飞机能够在恶劣结冰气象条件下安全飞行,并确定飞机结冰后的性能和品质,飞机制造商需要开展飞机结冰问题的适航符合性验证工作。

结冰问题是民机适航验证工作的一个难点,适航

规章中结冰/防冰的相关条款较多,特别是 2007 年 FAA(Federal Aviation Administration)颁布了 121 号修正案“Airplane performance and handling qualities in icing conditions”(结冰条件下的飞机性能与操纵品质)^[1],在原有规章的基础上,在临界冰型确定、飞机结冰后飞行性能/操纵验证等方面提出了多项新的要求。在增加结冰符合性验证工作的同时,更提升了验证工作的难度。中国民用航空局 CAAC(Civil Aviation Administration of China)颁布的适航规章第 25 部

[基金项目] 航空科学基金(2017124001)。

最新 R4 版^[2]已将 121 修正案纳入其中。

民机的结冰适航验证工作主要包括临界冰型确定、带冰气动评估、模拟冰型试飞和自然结冰试飞等内容。其中,临界冰型是整个结冰验证工作的基础,为后续工作提供基本输入,目前主要通过计算手段结合冰风洞试验开展其确定工作。

本文根据目前大型客机审定基础中结冰相关的规章内容,重点分析 121 修正案关于临界冰型确定方面的要求,提出大型客机临界冰型的确定策略。

1 结冰适航验证工作流程

图 1 为民用飞机结冰适航验证工作的标准流程。

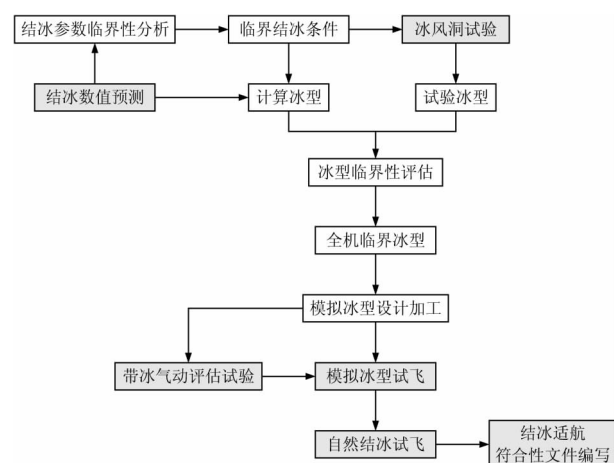


图 1 结冰验证工作流程

如图 1 所示,结冰适航验证工作通过结冰数值预测手段分析临界结冰条件,计算临界冰型,根据临界结冰条件开展冰风洞试验,结合计算冰型和试验冰型最终确定民机型号用于适航验证的临界冰型,完成三维模拟冰型设计,之后依次开展飞机带冰气

动评估风洞试验、模拟冰型试飞和自然结冰试飞,完成民机的结冰适航验证工作。

临界冰型的确定主要涉及三部分工作:①结冰数值预测;②冰风洞试验;③冰型临界性评估。结冰数值预测用于确定临界结冰条件和计算冰型,冰风洞试验对临界结冰条件进行验证,并得到试验冰型。临界性评估则是将计算和试验得到的冰型进行气动计算和风洞试验评估,并考虑不同飞机部件和不同验证工作的临界冰型标准,最终确定一套或几套用于型号表明适航符合性的临界冰型。

在确定飞机临界冰型时,还需考虑飞机防冰系统的设计特征。譬如,哪些部件是结冰防护部件,尾翼是否需要防护,机翼沿展向的防护区域、沿弦向的防护范围,以及机翼前缘防护区上、下翼面不同的干、湿蒸发设计特征等。上述因素必须作为飞机临界冰型确定工作的设计输入。

2 121 修正案修订内容剖析

121 修正案《结冰条件下的飞机性能与操纵品质》增加了飞机在结冰条件下飞行性能和操纵品质的适航验证规定,并扩充了定义飞机结冰条件的 25 部规章附录 C 的内容。本文主要针对附录 C 修订内容进行分析。

2.1 附录 C 内容简述

121 修正案在 25 部附录 C 原有内容的基础上,增加了最大起飞结冰的定义和针对飞机不同飞行阶段考虑临界冰积聚等要求。修订后的附录 C 包括两部分:

I) 大气结冰条件

包括连续最大结冰和间断最大结冰气象条件。两种条件的结冰参数关系曲线以及由海拔和环境温度表示结冰包线分别如图 2、图 3 所示。

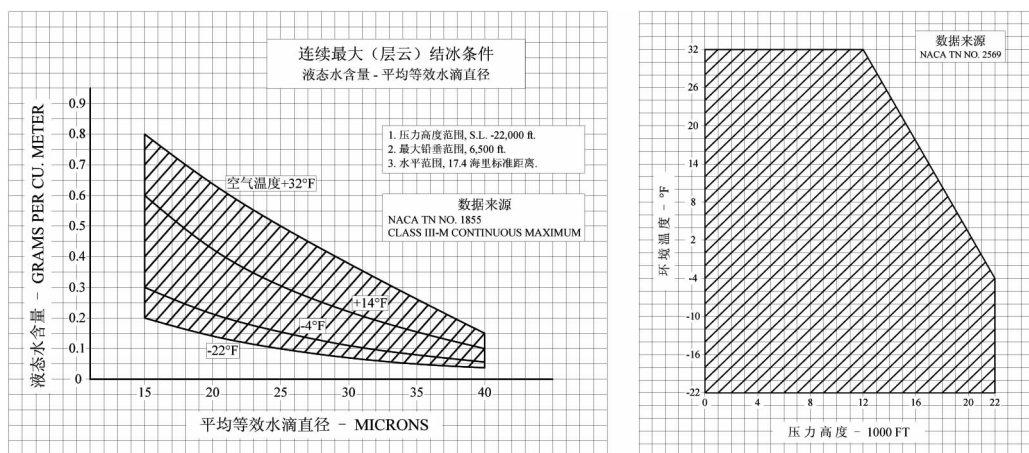


图 2 连续最大结冰

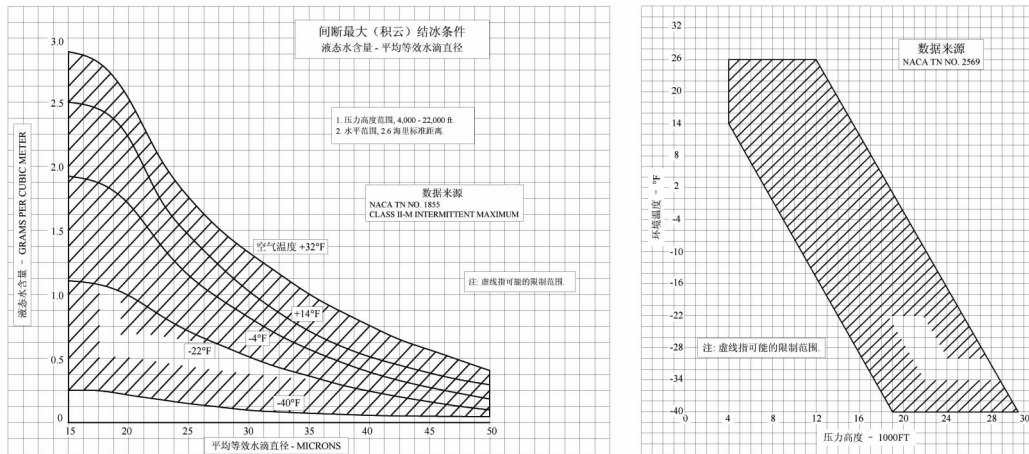


图 3 间断最大结冰

最大起飞结冰条件:起飞时最严重的结冰条件为云中水含量 0.35 g/m^3 , 平均水滴直径为 $20 \mu\text{m}$, 地面环境温度为 -9°C 。最大起飞条件从地面延伸到 457 m ($1\,500 \text{ ft}$) 的高度。

II) 用于表明对 B 分部符合性的飞机冰积聚条件

(a) 结冰总则。对 25 部 B 分部结冰状态下飞行各阶段的飞机性能和操纵品质的符合性进行验证时应在最临界结冰条件下进行。申请人应演示已经考虑到了本附录第 I 部分中规定的全部范围内的结冰条件。应针对民机各飞行阶段(包括起飞、航路、待机、进近和着陆)的临界结冰进行定义。

(b) 任何飞行阶段冰积聚均可用于其它阶段,但须表明该冰积聚相比其他飞行阶段的冰积聚更为临界。

(c) 如果任何性能方面的差异被保守考虑,那么飞机的性能试验可以采用对操纵有着最不利影响的结冰。

(d) 起飞阶段结冰可由计算确定,假定结冰条件为附录 C 中规定的最大起飞结冰状态,并需考虑以下假设:①机翼/操纵面在起飞开始时无霜、雪或冰;②在飞机离地时刻出现结冰现象;③临界推重比;④在 VEF 临界发动机停车;⑤机组按飞行手册中正常使用程序启动防冰系统,除了开始起飞滑跑之后,必须假定在飞机爬升到起飞表面至少 120 m (400 ft) 前没有启动飞机防冰系统。

(e) 在防冰系统已启动和正发挥应有功能前的冰积聚,是在连续的最大大气结冰条件下,防冰系统启动和有效运行前,在未防护表面和正常防护表面上聚集的临界冰积聚,该结冰条件仅适用于表明第

25.143(j) 和 25.207(h) 条的符合性。

2.2 附录 C 内容分析

121 修正案颁布之前,规章 25 部附录 C 只定义了连续最大和间断最大两种结冰气象条件,对于不同飞行阶段的临界结冰没有要求。起飞、爬升、进近着陆等相关条款对于结冰没有验证要求。

121 修正案在对起飞、爬升和进近着陆等阶段提出结冰条件下飞机性能和操纵品质验证要求的同时,其修订的附录 C 针对不同飞行阶段对临界冰型确定提出了要求,申请人需要分析不同飞行阶段的冰积聚。新增的最大起飞结冰条件实际上定义了起飞阶段的冰型计算条件,在计算起飞结冰情况时须结合飞机卡位、起飞飞行条件和飞行剖面特征进行计算。此外,还需针对性能和操纵不同的结冰临界性要求进行分析,最终确定一套或几套用于适航审定的临界冰型。121 修正案对于申请人而言,在增加验证工作量的同时,也极大提高了验证难度。

附录 C 新增的第 II 部分对民机临界冰型的确定提出了指导性要求。(a) 条作为总则,规定了申请人应针对各飞行阶段考虑临界结冰情况,以及性能和操纵专业对于结冰条件下对应条款表明符合性的验证原则。(b) 条可用来减少结冰验证时所考虑的结冰情况,只要证明某飞行阶段的冰型相比其他阶段的冰型更临界。(c) 条是为了综合考虑性能和操纵专业对于结冰临界性的不同要求,源于操纵和性能对于冰型临界要求的侧重点有所不同。(d) 条给出了起飞结冰的验证思路,并定义了结冰条件及采用的假设。(e) 条对防冰系统延迟结冰(DTO, delayed turn on)进行了定义,并规定了其适用的条款范围。

3 临界冰型确定策略

根据 121 修正案的要求,民用飞机临界冰型确定的总体策略为:在充分考虑飞机防冰系统设计特征的前提下,通过开展结冰参数临界性分析,确定各飞行阶段的临界结冰条件和临界冰型,通过不同冰型的临界性对比分析,最终选出一套或几套用于型号适航审定的临界冰型。

考虑 121 修正案要求的临界冰型分析,需针对不同飞行阶段,根据不同的飞机构型和飞行条件,分析不同部件的结冰情况,同时必须考虑各部件结冰对飞机影响的不同临界性判断标准,并考虑飞机性能和操稳验证工作对于结冰临界性的不同要求。

3.1 结冰参数临界性分析

民机的临界冰型需要结合数值分析和冰风洞试验手段确定,其中结冰数值分析占有较大比重。对飞机不同的飞行阶段、不同飞机部件进行大量的结冰参数临界性分析,确定各飞行阶段中不同飞机部件的临界结冰条件。

结冰参数临界性分析的主要工作内容为:针对不同的飞行阶段,考虑飞机的飞行剖面特征和防冰系统设计特征,依靠数值计算的手段综合分析飞机构型参数、飞行参数和结冰气象参数,在飞机飞行包线和结冰气象包线内筛选出不同飞行阶段中飞机结冰最严重的临界结冰条件。民用飞机结冰参数临界性分析的流程如图 4 所示。

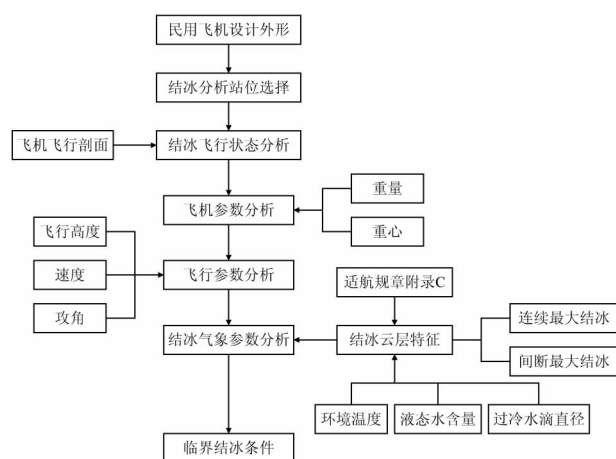


图 4 结冰参数临界性分析流程

3.2 不同飞机部件冰型确定策略

在飞机结冰保护系统正常工作的条件下,飞

机可能出现结冰的部件主要包括:机头雷达罩、机翼迎风面非防护表面、小翼迎风面,平尾和垂尾迎风面,对于尾吊式民机,还包括发动机挂架。具体的结冰部件及区域同飞机气动布局和结冰防护设计有关。

不同部位的结冰对飞机有着不同的危害,例如机头结冰危害主要是可能发生冰脱落后吸入发动机或打坏后机身;机翼结冰主要影响飞机的升阻特性;尾翼结冰主要危害飞机的操纵特性等等。各部件结冰对飞机不同的危害导致了其结冰临界性的判断标准不同。同时,不同部件自身的设计特征,决定了冰型确定时须采用不同的策略。

对于机头结冰而言,判断结冰临界性的标准为:结冰脱落后吸入发动机,对发动机造成的危害最大。因此,通过找寻机头结冰质量大而且冰层致密的冰型作为临界冰型。鉴于冰风洞设施的局限,目前无法利用试验手段获得可靠的机头冰型,只能通过三维结冰计算手段获得。

机翼和尾翼的临界冰型则分别考虑对飞机气动特性和操纵特性影响最严重的结冰。其中,巡航构型的翼面结冰可通过二维结冰预测手段结合冰风洞试验获得临界冰型,再经过三维拉伸得到三维模拟冰型,增压构型的机翼结冰,鉴于冰风洞试验条件的限制,可依赖于三维结冰计算进行数值预测。

小翼由于后掠过大,利用二维计算手段已无法模拟三维结冰特征,只能采用三维结冰计算结合冰风洞试验进行冰型确定,其冰型临界性标准同机翼一致。

尾吊式飞机的挂架结冰对飞机的影响较小,采用二维结冰计算手段即可。

图 5 为飞机各部件临界冰型的确定手段。

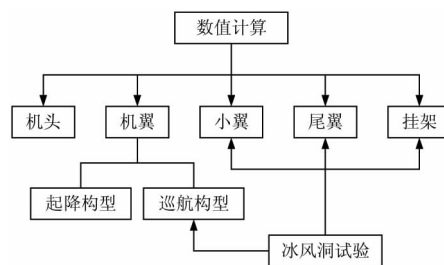


图 5 飞机不同部件临界冰型确定方式

3.3 不同飞行阶段临界冰型确定

根据 121 修正案的要求,飞机临界冰型的确定

需考虑起飞、航路、待机、进场和着陆阶段。

3.3.1 待机冰型

待机冰型是临界冰型确定工作的重中之重。根据相关咨询通告建议,需要考虑 45 min 的待机飞行结冰。由于结冰时间长,冰积聚量较大,飞机表面可形成对飞行安全威胁严重的结冰外形。应分别针对机翼、尾翼和机头等不同部件,根据实际的飞机参数、待机飞行参数和结冰气象参数开展结冰参数临界性分析,基于不同部件的结冰临界性标准,找寻各部件的待机临界结冰条件,并结合数值预测和冰风洞试验获得待机临界冰型。

在待机冰型确定工作中,认为飞机的结冰保护系统正常工作,待机冰型主要考虑飞机非防护表面的结冰情况,如果防护系统设计不能保证防护表面无结冰,则还应考虑防护表面的结冰。

3.3.2 航路冰型

民机的航路主要包括爬升、巡航和下降三个阶段。对于巡航阶段,由于飞机的巡航飞行高度通常远高于规章定义的结冰气象条件存在的高度范围,因此可认为该阶段飞机不发生结冰。对于爬升阶段和下降阶段,应根据飞机典型的飞行剖面特征,考虑具有最小爬升率和最小下降率的飞行条件(在结冰云层中飞行时间最长),结合飞机特征重量等飞机参数和结冰气象条件,确定航路阶段的临界冰型。

由于飞机爬升和下降阶段的飞行时间较短,飞机表面的结冰冰层较薄。但当飞机完成待机飞行进入进场着陆阶段后,需要考察复飞爬升和着陆爬升的能力,适航规章也有对应的验证条款。在开展验证工作时,须考虑飞机带 45 min 待机冰型进行复飞爬升或着陆爬升。

3.3.3 起飞冰型

民机的起飞阶段通常分为 4 个阶段,图 6 所示为典型的飞机起飞剖面。第 1、2 阶段中飞机为增升装置打开的低速构型,第 3 阶段为平飞加速收襟缝翼,第 4 阶段为巡航构型起飞爬升。

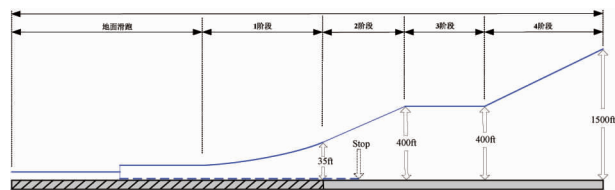


图 6 民机典型起飞剖面

起飞冰型的计算应考虑所有 4 个阶段的结冰特征。121 修正案在 25 部规章附录 C 中专门定义了最大起飞结冰条件,在起飞冰型的计算中应贯彻始终,但应注意这种条件只适用于从地面延伸到起飞表面上 457 m (1 500 ft) 的高度。

由于飞机起飞阶段时间较短(通常 2 min 左右),因此冰积聚不会太厚,但短时间内结冰表面出现的粗糙度冰层对飞机起飞可能造成较大影响。根据附录 C 规定,飞机的起飞冰型可以采用计算手段确定。一种可行的方案为:利用计算手段确定飞机的结冰范围,利用冰风洞试验手段测量起飞冰型的粗糙度特征,在适航局方同意的前提下,利用砂粒或其他手段模拟起飞阶段的粗糙度冰型。图 7 为起飞冰型的确定流程。

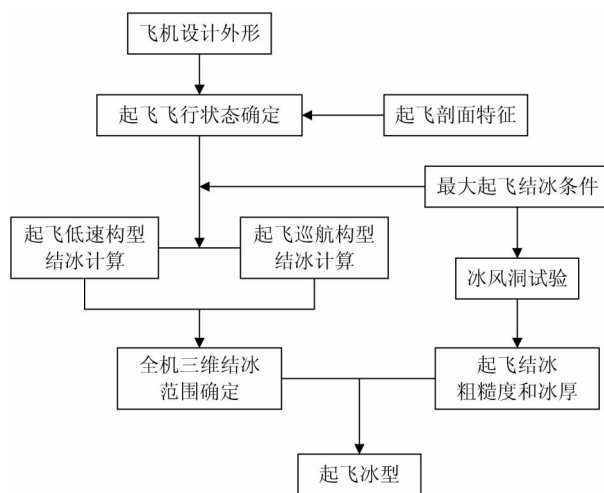


图 7 起飞冰型设计流程

3.3.4 进近着陆冰型

进近和着陆阶段飞机飞行时间较短,如果在该阶段遭遇结冰气象,飞机迎风面会结一层较薄的粗糙冰。进近着陆冰型应结合飞机待机冰型进行考虑,即认为飞机结束待机飞行后,待 45 min 待机冰型进入进近着陆阶段,因此应基于待机冰型开展临界冰型分析。

考虑到进近着陆冰型相比待机冰型其结冰冰层更薄,同时待机冰型表面也具有较大的粗糙度,因此,在征得审查方同意后,可以用待机冰型代替进近着陆冰型,开展进近着陆相关条款的验证。

3.4 特殊冰型

3.4.1 失效冰型

失效冰型是指飞机结冰防护系统失效后,防护

表面的结冰冰型。现代民用飞机普遍采用尾翼不作结冰防护的设计方案,因此失效冰型主要是指机翼防护区域表面的可能结冰。根据 FAA 发布的咨询通告^[3],失效冰型的结冰时间建议考虑最大待机结冰的二分之一,即 22.5 min 结冰,失效冰型的确定方法与机翼待机冰型相同。

3.4.2 延迟冰型

延迟冰型是指飞机在飞行过程中遭遇结冰条件,防冰系统开启后正常发挥其设计功能之前飞机表面的结冰。防冰系统打开基于三种情况:①结冰探测系统探测到结冰气象;②机组目视飞机有结冰现象;③飞机飞入飞行手册定义的结冰条件中。延迟冰型应按照规定 25 部附录 C 所定义的连续最大结冰条件来确定,结冰时间应考虑探测/发现结冰和防冰系统启动在时间上的延迟,应当包括探测/发现冰积聚、机组作出反应打开防冰系统、防冰系统正常发挥设计功效等相关的时间延迟。

对于延迟冰型的确定,可以通过计算手段确定三维结冰范围,在冰风洞试验中确定延迟冰型的粗糙度,再利用砂粒等手段进行模拟。

3.5 冰型临界性判定

对于所确定的各飞行阶段冰型,通过开展飞机带冰常规缩比风洞测力试验,考察各种冰型对飞机的气动影响,对比评估不同冰型的临界性。基于带冰风洞试验结果,根据规章 25 部附录 C 第 II 部分的要求,由操稳和性能专业分别评估符合

各自专业要求的临界冰型,再经过综合分析,确定一套或几套用于型号表明适航符合性的最终临界冰型。

对于延迟和失效等特殊冰型,分别有对应的条款需要验证。例如,延迟冰型适用于表明 25.143(j) 和 25.207(h) 条款的符合性。

4 结论

本文对适航规章第 25 部 121 修正案中临界冰型相关的修订内容及其对民机适航验证工作的影响进行了分析,并提出了对应的民机结冰适航验证临界冰型的确定策略、设计流程和方法选择,可以为大型客机结冰适航验证工作提供参考。

参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration. Airplane performance and handling qualities in icing conditions, Amendment No. 25-121 [S]. 2007.
- [2] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准 R4 版[S]. 中国: 中国民用航空总局, 2011.
- [3] Federal Aviation Administration. Performance and handling characteristics in the icing conditions specified in Part 25, Appendix C: AC25-25[S]. 2007.

作者简介

张 强 博士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机防除冰与结冰设计。E-mail: zqlyxx@gmail.com