

## 考虑全飞行阶段的防冰严酷工况确定及验证

胡雪兰, 王艺丹, 牛一凡, 姚佳伟

(中国民航大学中欧航空工程师学院, 天津 300300)

**摘要:** 确定满足适航要求的严酷工况是机翼结冰适航审定过程中的必要环节, 传统的防冰严酷工况计算方法需要大量重复计算, 因此, 本文结合拉丁超立方抽样和严酷评估指数提出了一种基于 CCAR-25 附录 C (简称附录 C) 的考虑全飞行阶段、全冰积聚条件确定严酷工况的简化方法, 并利用计算流体力学模型验证其可行性。首先, 基于附录 C 明确了结冰工况参数区间, 利用拉丁超立方抽样实现了连续参数区间的离散化, 获得组合工况; 其次, 引入严酷评估指数, 对结冰工况进行排序, 并通过单变量结冰条件及连续最大结冰条件下机翼结冰的计算流体力学仿真计算, 验证了在相同冰型下该严酷评估指数可以以结冰量 (包括结冰总质量和最大结冰厚度) 作为评价指标, 用于严酷程度评估, 证明了其绝对值越大, 工况越严酷; 等待阶段由于飞行时间远大于其他飞行阶段, 导致其结冰严酷程度最高, 严酷工况均在等待阶段; 最后, 通过本文提出的严酷工况确定方法给出了基于附录 C 的严酷工况。

**关键词:** 严酷工况; 拉丁超立方抽样; 严酷评估指数; 机翼结冰; 适航

**中图分类号:** V221.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2025)01-011-09

## Determination and verification of severe anti-icing working conditions during the entire flight phase

HU Xuelan, WANG Yidan, NIU Yifan, YAO Jiawei

(Sino-European Institute of Aviation Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Determining the severe working conditions that meet the airworthiness requirements is a necessary step in the airworthiness certification process of wing icing, and traditional calculation methods of severe anti-icing working conditions require a large amount of repetitive calculations, therefore, this article proposes a simplified method for determining severe working conditions based on Appendix C of CCAR-25 (Appendix C) by combining Latin hypercube sampling and severity assessment index, considering the entire flight phase and full ice accumulation conditions, and its feasibility is verified by computational fluid dynamics model. Firstly, based on Appendix C, the parameter intervals for icing working conditions were clarified, and Latin hypercube sampling was used to discrete the continuous parameter intervals and obtain the combined working conditions. Secondly, the severity assessment index is introduced to rank the icing working conditions, and the computational fluid dynamics simulation calculation of wing icing under univariate icing working conditions and continuous maximum icing working conditions is used to verify that the severity assessment index can be used as an evaluation index for severity assessment under the same ice type, with the amount of icing (including the total mass of icing and the maximum icing thickness). It is proved that the larger the absolute value, the more severe the working working conditions. Due to the significantly longer flight time compared to other flight phases, the waiting phase has the highest degree of icing severity, and all severe working conditions are in the waiting phase. Finally, the severe condition based on Appendix C are given by the severe condition determination method proposed in this paper.

**Key words:** severe conditions; Latin hypercube sampling; severity assessment index; wing icing; airworthiness

随着中国民航业的快速发展, 全天候飞行已经成为趋势, 然而因地域、季节、气候等影响, 导致飞机结

冰的几率大大增加。机翼结冰会破坏飞机的气动外形, 导致升力下降、阻力增加、临界攻角减小、飞机操

收稿日期: 2024-04-01; 修回日期: 2024-06-04

基金项目: 中国民用航空局安全能力建设基金项目 (ASSA2022/11); 中央高校基本科研业务费专项自然科学类重点项目 (3122020082)

作者简介: 胡雪兰 (1982—), 女, 山东济宁人, 教授, 博士, 研究方向为复合材料电热除冰数值分析。

纵性和稳定性下降,结冰使飞机的安全速度范围变小,从而威胁飞行安全<sup>[1,2-4]</sup>。中国民航规章(CCAR, Chinese civil aviation regulations)25 部<sup>[5]</sup>和美国联邦航空规章(FAR, Federal aviation regulation)第 25 部<sup>[6]</sup>对运输类飞机在结冰条件下的运行都进行了严格的要求。如果申请结冰条件下的飞行验证,飞机必须能在适航规章规定的连续和间断最大结冰状态下安全运行。

飞机在不同的飞行阶段会对应不同的飞行状态,对于飞机的防除冰系统来说,需要找到飞机飞行过程中能预测到的严酷工况,并在该工况下进行防除冰系统设计和评估。近年来,国内外学者针对如何确定满足飞机结冰适航审定要求的严酷工况开展了较多研究工作。

赵克良<sup>[7]</sup>针对影响飞机结冰冰形的各类参数,结合数值模拟和冰风洞试验,以 CCAR-25 附录 C(简称附录 C)结冰气象条件为依据选择参数范围,分别控制各参数作为单变量进行参数敏感性分析,比较不同参数条件下的冰形。朱东宇等<sup>[8]</sup>根据 AC20-73A、FAR-25 附录 C 的最大连续结冰条件,基于几何外形敏感性分析方法分析了结冰参数敏感性,获取临界冰形,从而得到飞机结冰的严酷工况。倪章松等<sup>[9]</sup>根据飞机实际飞行工况,采用穷举法确定一定数量的计算工况,研究了环境参数对飞机表面防冰热载荷分布的影响,依据其影响规律确定了防冰严酷工况的选取方法。姜萍<sup>[10]</sup>分析了主要结冰参数的变化对翼型气动特性的影响规律,根据附录 C 结冰气象条件确定了一系列结冰计算工况并计算各工况下的结冰冰形,对比结冰前后翼型气动特性,筛选出对气动特性影响较大的工况作为严酷工况。YEOMAN<sup>[11]</sup>利用结冰仿真软件 LEWICE 计算了某型飞机在不同组合工况下的结冰情况,通过对比结冰冰形确定严酷工况。Miller 等<sup>[12]</sup>通过冰风洞试验的方法,定量地给出结冰冰形变化对于各参数的敏感程度,为结冰严酷工况的选择提供了参考。

目前,针对飞机机翼结冰行为的仿真计算及严酷工况选择的研究很多,但考虑全飞行过程及全冰积聚条件的系统性研究罕有报道。附录 C 中对飞机飞行阶段以及冰积聚条件进行了明确的定义。应考虑的飞行阶段包括:起飞、起飞最后阶段、航路、等待、进场、着陆。以冰积聚条件连续最大结冰条件为例,液态水含量(LWC, liquid water content)区间为 0 ~ 0.9 g/m<sup>3</sup>、温度区间为 -30 ~ 0 °C、水滴平均有效直径(MVD, median volume diameter)区间为 15 ~ 40 μm。如果在此基础上充分选点,即根据各飞行阶段实际情况在覆盖整个参

数区间的基础上选择合适数量的工况点,进行结冰行为仿真计算分析,从而确定严酷工况,工作量过大且工作重复。因此,本文拟结合拉丁超立方抽样法和严酷评估指数提出了一种基于附录 C 中全飞行阶段全冰积聚条件的确定严酷工况的方法。同时,为验证严酷工况确定方法的可行性,利用 ANSYS FLUENT、FENSAP-ICE 等仿真计算软件计算了 NACA0012 翼型在不同工况下的水滴撞击特性和结冰行为,基于结冰量(包括结冰总质量和最大结冰厚度)评价工况的严酷程度。

## 1 结冰工况的确定方法

### 1.1 飞机飞行阶段及冰积聚条件

附录 C 对飞机结冰气象条件进行定义:连续最大结冰、间断最大结冰和最大起飞结冰,对于机翼的结冰条件一般考虑连续最大结冰和最大起飞结冰<sup>[13]</sup>。

大气结冰状态的最大连续强度(连续最大结冰)由温度、云层液态水含量和云层水滴平均有效直径(以下简称水滴直径)3 个变量决定。这 3 个变量的相互关系如图 1 所示<sup>[5]</sup>。

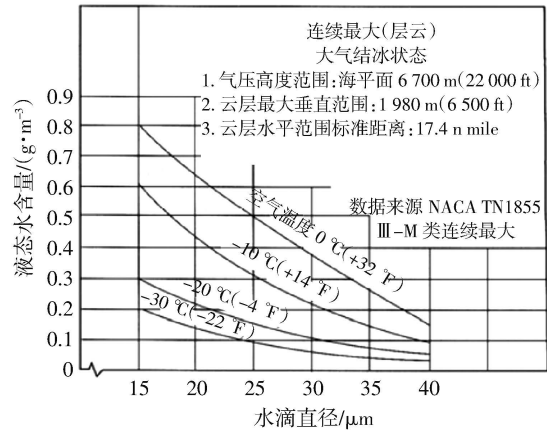


图 1 连续最大结冰条件液态水含量与水滴直径关系

Fig.1 Relationship between liquid water content and droplet diameter under continuous maximum icing conditions

从图 1 中可以看出,温度、液态水含量和水滴直径之间存在一定的数值关系,当其中任意两个参数确定时,第 3 个参数随之确定。连续最大结冰条件仅适用于气压高度距海平面气压高度 6700 m 以内的层云及云层水平范围 17.4 n mile(1 n mile = 1 852 m)以内的范围。

附录 C 针对飞机不同飞行阶段(起飞、起飞最后阶段、航路、等待、进场、着陆)需要考虑的结冰条件进行了定义。结合图 1 所示的连续最大结冰条件,在飞机机翼结冰适航审定中应考虑飞机飞行工况及结

冰气象参数确定如下。

1) 起飞和起飞最后阶段结冰

飞机起飞和起飞最后阶段是两个连续的阶段, 且附录 C 中明确这两个阶段的结冰气象条件均为最大起飞结冰条件, 所以在进行参数范围确定时, 可以将这两个阶段视为一个阶段。空客公司用于飞行员培训的飞行技术之性能资料<sup>[14]</sup>中飞机起飞航迹剖面图如图 2 所示, 其中  $V_2$  为起飞爬升速度。

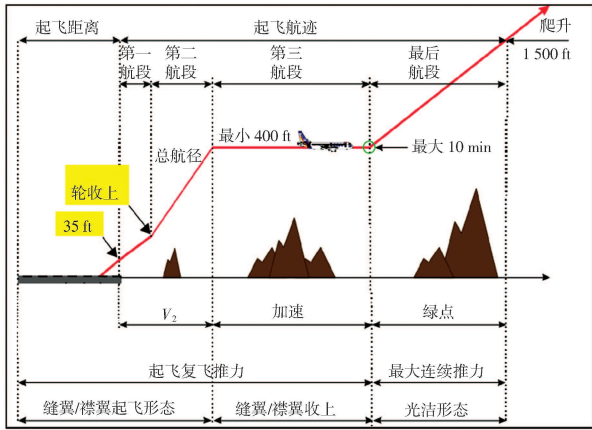


图 2 起飞航迹剖面图

Fig.2 Profile of takeoff track

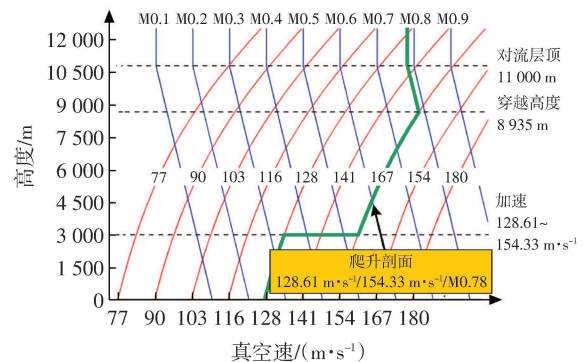
由图 2 可见, 起飞和起飞最后阶段飞行高度较低, 高度范围为 35 ~ 1 500 ft (11 ~ 457 m), 飞行时间也较短, 大约持续 180 s, 飞行速度为 74.84 ~ 91.11 m/s<sup>[15]</sup>。起飞阶段的攻角变化较大, 机翼攻角大于 15° 时, 升力系数会迅速下降, 造成失速<sup>[16-19]</sup>, 因此, 本文起飞和起飞最后阶段攻角范围选择 3° ~ 15°。该阶段气象参数参照最大起飞结冰条件, 即环境温度 -9 °C, 液态水含量 0.35 g/m<sup>3</sup>, 水滴直径 20 μm。

2) 航路结冰

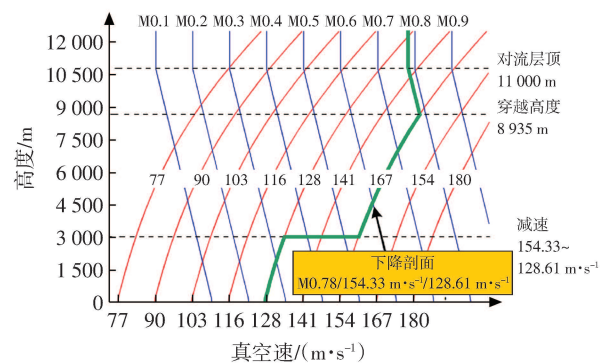
航路阶段分为爬升、巡航和下降 3 个阶段, 其中, 巡航高度在 10 000 m 以上<sup>[20]</sup>。附录 C 的连续最大结冰条件仅适用于 6 700 m 以下的高度范围, 对于 6 700 m 以上的高度认为其液态水含量较低, 不具备结冰条件, 所以不予考虑。爬升和下降剖面如图 3<sup>[14]</sup>所示, 其中, M0.1, M0.2, ..., M0.9 表示速度对应的马赫数。从图 3 中可以看出, 两个阶段是对应互逆的, 但在不同的高度范围内对速度有不同的限制, 所以在对航路阶段进行参数确定时应考虑按照不同高度范围进行飞行阶段划分。

图 3 中, 当飞行高度低于 3 048 m 时, 飞机以恒定的速度 128.61 m/s 爬升或下降, 将该阶段命名为航路高度范围 1; 当飞行高度等于或高于 3 048 m 时, 飞机

以恒定的速度 154.33 m/s 爬升或下降, 将该阶段命名为航路高度范围 2。航路阶段飞机从起飞状态的大攻角状态向巡航的平飞状态过渡, 故攻角范围为 3° ~ 15°, 适用的结冰气象条件为连续最大结冰条件, 温度范围为 -30 ~ 0 °C, 水滴直径范围为 15 ~ 40 μm。由于连续最大结冰条件下温度、液态水含量和水滴直径 3 者之间具有确定的数值关系, 故不用单独确定液态水含量的范围。根据云层水平距离 17.4 n mile 和航路阶段两个高度范围的速度可以计算各高度范围的飞行时间, 航路高度范围 1 的飞行时间为 251 s, 航路高度范围 2 的飞行时间为 209 s。



(a) 爬升剖面图



(b) 下降剖面图

图 3 爬升和下降剖面图

Fig.3 Climbing and descending profile

3) 等待结冰

对于等待阶段, 等待航路每层高度间隔 300 m, 最高可达 10 层, 最底层的高度为 600 m, 最顶层的高度为 3 300 m<sup>[21]</sup>, 故该阶段的高度范围区间为 600 ~ 3 300 m。等待速度一般为 118.32 m/s<sup>[22]</sup>, 等待时飞机接近平飞, 攻角选择 3°。适航规章建议等待结冰模拟时间采用等待飞行时间的时长 45 min<sup>[23-26]</sup>, 即 2 700 s。等待阶段的结冰气象条件仍然是连续最大结冰条件。

4) 进场结冰

飞机进场阶段的飞行高度及飞行速度和等待阶

段相近,不再单独考虑。

5) 着陆结冰

飞机着陆从相对跑道表面 15.2 m 的高度,以 3°攻角下降,这一阶段飞机的接地下降率小于 1.83 m/s<sup>[27]</sup>。经

计算,该阶段飞行时间不足 10 s,时间较短,不易构成严酷结冰的情况,所以在选择严酷工况时不考虑该阶段。

基于附录 C,考虑飞机全飞行阶段全冰积聚条件确定飞机结冰参数的范围如表 1 所示。

表 1 飞机结冰参数范围

Tab.1 Aircraft icing parameters range

飞行阶段	温度/°C	液态水含量/(g·m <sup>-3</sup> )	水滴直径/μm	攻角/(°)	高度/m	速度/(m·s <sup>-1</sup> )	飞行时间/s
起飞和起飞最后阶段	-9	0.35	20	3 ~ 15	11 ~ 457	74.84 ~ 91.11	180
航路高度范围 1	-30 ~ 0	0 ~ 0.90	15 ~ 40	3 ~ 15	457 ~ 3 048	128.61	251
航路高度范围 2	-30 ~ 0	0 ~ 0.90	15 ~ 40	3 ~ 15	3 048 ~ 6 700	154.33	209
等待阶段	-30 ~ 0	0 ~ 0.90	15 ~ 40	3	600 ~ 3 300	118.32	2 700

1.2 拉丁超立方抽样

目前已得到各计算参数的连续区间或取值(表 1),但连续区间无法作为数值仿真计算的输入条件,还需将其进行离散化处理。拉丁超立方抽样最早由 McKay 等<sup>[28]</sup>提出,是一种分层随机抽样,能够从变量分布区间进行高效采样。假设有  $k$  个变量  $x_1, x_2, \dots, x_k$ ,要从规定区间中取  $N$  个样本,则每个变量的累计分布被分成相同的  $N$  个小区间,从每一个区间随机选择一个值,每一个变量的  $N$  个值和其他变量的值进行随机组合,这种方法能够最大化地使每一个边缘分布分层,保证每一个变量范围全覆盖。在这里,  $k$  为影响结冰参数的个数,规定区间是各参数范围,  $N$  是每个参数的抽样数量。

由于各飞行阶段的结冰气象条件和飞行条件的差异,每个阶段需要进行抽样的参数不同,所以需要分阶段对参数进行拉丁超立方抽样。起飞和起飞最后阶段的高度跨度较小,飞行时间较短,故该阶段抽样数较少,选择抽样数为 5;该阶段的结冰气象条件是最大起飞结冰条件,温度、液态水含量以及水滴直径都是确定的数值不需要抽样,仅需要对飞行条件所包含的参数:攻角、高度和速度进行抽样。航路高度范围 1 和航路高度范围 2 以及等待阶段的高度跨度都较大,且飞行时间较长,所以这 3 个阶段的抽样数都设置为 10。航路阶段的结冰气象条件是连续最大结冰条件,当温度和水滴直径确定时,液态水含量也随之确定,所以不需要对液态水含量进行抽样,只需对温度和水滴直径进行抽样;另外,该阶段的飞行速度也是定值,不需要抽样,仅需对攻角和高度进行抽样。同样,等待阶段需要抽样的参数为温度、水滴直径和高度。按照上述原则,利用 Matlab 软件进行编程,输入各阶段所需要抽样的参数数量和参数范围即可获得各阶段结冰气象条件和飞行条件的组合工况,如表 2 所示。

表 2 拉丁超立方抽样结果

Tab.2 Latin hypercube sampling results

飞行阶段	序号	温度/°C	液态水含量/(g·m <sup>-3</sup> )	水滴直径/μm	攻角/(°)	高度/m	速度/(m·s <sup>-1</sup> )	飞行时间/s
起飞和起飞最后阶段	1	-9	0.350 0	20	7	319	84.07	180
	2	-9	0.350 0	20	4	163	86.50	180
	3	-9	0.350 0	20	11	391	89.55	180
	4	-9	0.350 0	20	13	262	76.40	180
	5	-9	0.350 0	20	9	39	79.52	180
航路高度范围 1	6	-23.95	0.669 1	17	3	2 829	128.61	251
	7	-8.67	0.441 7	25	5	2 381	128.61	251
	8	-29.00	0.112 6	24	6	1 369	128.61	251
	9	-19.88	0.080 6	35	7	2 212	128.61	251
	10	-1.76	0.630 9	19	8	2 532	128.61	251
	11	-5.19	0.278 1	31	9	483	128.61	251
	12	-24.25	0.048 3	40	11	1 027	128.61	251
	13	-10.98	0.239 2	28	12	1 623	128.61	251
	14	-17.22	0.093 2	36	13	1 853	128.61	251
	15	-12.74	0.367 0	20	14	838	128.61	251
航路高度范围 2	16	-5.84	0.513 6	20	3	6 179	154.33	209
	17	-29.35	0.051 8	35	5	6 395	154.33	209
	18	-26.08	0.239 2	15	6	5 716	154.33	209
	19	-17.12	0.198 0	25	7	5 337	154.33	209
	20	-20.20	0.079 1	35	9	3 721	154.33	209
	21	-1.08	0.316 4	32	10	4 611	154.33	209
	22	-7.36	0.428 2	22	11	4 382	154.33	209
	23	-23.33	0.103 6	29	12	5 036	154.33	209
	24	-13.29	0.094 1	39	13	3 938	154.33	209
	25	-10.16	0.284 0	26	14	3 224	154.33	209
等待阶段	26	-0.32	0.258 4	35	3	2 942	118.32	2 700
	27	-7.38	0.454 0	21	3	2 320	118.32	2 700
	28	-19.35	0.125 5	29	3	1 888	118.32	2 700
	29	-25.65	0.107 3	27	3	1 253	118.32	2 700
	30	-11.42	0.180 3	32	3	3 137	118.32	2 700
	31	-23.10	0.219 1	18	3	2 058	118.32	2 700
	32	-5.62	0.137 6	39	3	749	118.32	2 700
	33	-27.16	0.058 3	35	3	2 750	118.32	2 700
	34	-15.66	0.401 9	16	3	1 541	118.32	2 700
	35	-13.38	0.254 3	25	3	1 030	118.32	2 700

## 2 严酷评估指数及计算流体力学仿真模型验证

### 2.1 严酷评估指数

使用拉丁超立方抽样的方法共获得 35 组工况,若增加参数抽样范围分层数量,将会获得更多的工况组合。如果将每个工况一一进行计算来评估工况的严酷程度,工作量过大且工作重复。因此,引入严酷评估指数,可以仅基于飞行和气象参数对工况严酷程度进行评价,大大节约了计算成本。

通过分析防冰所需热载荷的计算方法确定严酷评估指数的计算方法<sup>[29]</sup>,即

$$\text{Index} = \omega V_0 T_{\text{amb}} \frac{\tau}{60} = \omega V_0 T_0 (1 + 0.2\gamma Ma^2) \frac{\tau}{60} \quad (1)$$

式中: $\omega$  为液态水含量; $V_0$  为飞行速度; $T_{\text{amb}}$  为绝热温度; $\tau$  为飞行时间; $T_0$  为环境温度; $\gamma$  为比热比; $Ma$  为马赫数。该指数的绝对值越大,防冰所需的热载荷越大,即工况越严酷。

利用该方法计算各工况的严酷评估指数,并分阶段按严酷评估指数的绝对值对各工况的严酷程度进行排序,结果如表 3 所示。

表 3 各工况严酷程度排序

Tab.3 Severity ranking of each working condition

飞行阶段	序号	严酷评估指数	飞行阶段	序号	严酷评估指数
起飞和起飞最后阶段	3	-864	航路高度范围 2	16	-1 713
	2	-833		25	-1 649
	1	-809		23	-1 386
	5	-764		20	-915
	4	-733		17	-873
航路高度范围 1	6	-9 020	24	-715	
	15	-2 627	21	-195	
	7	-2 150	等待阶段	34	-34 780
	8	-1 840		31	-27 999
	13	-1 475		35	-18 797
	14	-902	27	-18 494	
	9	-901	29	-15 232	
11	-810	28	-13 427		
航路高度范围 2	12	-659	30	-11 372	
	10	-623	33	-8 765	
	18	-3 579	32	-4 268	
	19	-1 940	26	-456	
	22	-1 800			

根据各飞行阶段工况严酷评估指数排序,可以得到各阶段的严酷工况,但该严酷评估指数是基于防冰所需热载荷的计算方法提出的,是否适用于本文中严酷工况的确定还需进一步验证。

### 2.2 计算流体力学仿真模型验证

#### 2.2.1 机翼模型的建立及验证

在使用严酷评估指数确定实际飞行中的严酷工况时,需首先在全飞行阶段全冰积聚条件下验证该指数的准确性。

NACA0012 是机翼试验和仿真计算的常用翼型,如图 4 所示,该翼型拥有较多的试验数据,便于进行模型验证。

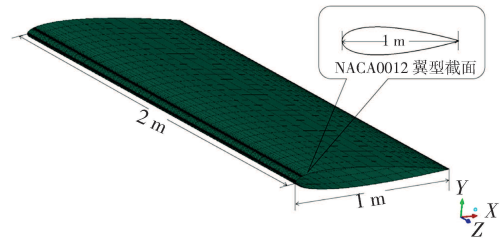
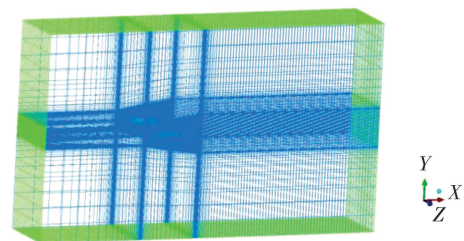


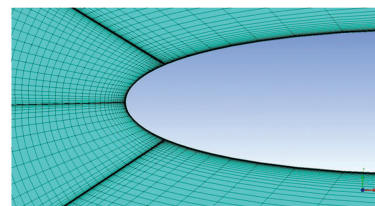
图 4 NACA0012 翼型模型

Fig.4 NACA0012 airfoil model

在 ICEMCFD (integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics) 中导入 NACA0012 翼型的 CATIA (computer aided three-dimensional interactive application) 几何模型并进行结构化网格划分。为消除机翼对远场的影响,需选择合适的计算域尺寸,设置流场域与机翼弦向相同的 X 方向尺寸为 14.5 倍弦长,与之垂直的 Y 方向尺寸为 8.5 倍弦长,与机翼展向相同的 Z 方向尺寸和机翼展长保持一致。对计算域进行网格划分,网格数量为 275 万,边界层第一层网格厚度为 0.01 mm,对应  $y^+ \approx 1$  ( $y^+$  为计算流体力学中常用于判断边界层为层流或湍流的无量纲数),网格增长率为 1.2,共设置 120 层,如图 5 所示。



(a)全局网格



(b)局部网格

图 5 流场域结构化网格划分

Fig.5 Structured grid division of flow field domain

图 6 为分别以 8、17、34、137、260 万的网格数量

计算机翼的升力系数,并进行无关性验证。升力系数定义如下

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 A} \quad (2)$$

式中: $L$ 为升力; $\rho_\infty$ 为空气密度; $V_\infty$ 为来流速度; $A$ 为翼面面积。

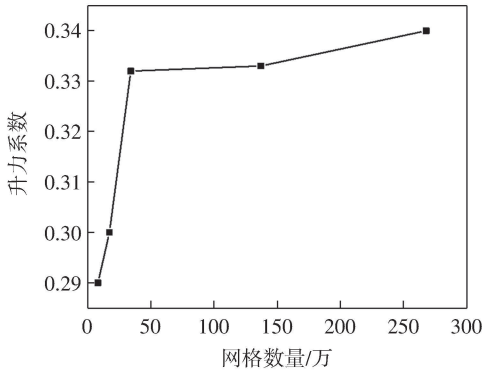


图6 网格无关性验证

Fig.6 Grid independence verification

当网格数量大于34万时,计算结果趋于稳定,本文选取的网格数量能够保证计算的准确性。

基于 FENSAP-ICE 软件计算机翼结冰,首先在 FLUENT 软件中计算机翼流场,再导入到 FENSAP-ICE 软件中计算水滴撞击和结冰,因此,须依次对机翼流场、水滴撞击特性及结冰计算进行验证,确保该计算模型结果准确,可用来验证基于严酷评估指数的严酷工况确定。

在 FLUENT 软件中计算机翼流场选择压力基稳态求解器,湍流模型选择剪切应力运输模型,流体设置为理想气体,远场边界条件设置为压力远场,在机翼展向方向  $Z$  前后两侧截面上设置双侧对称面,机翼表面设置为无滑移定温壁面。选择  $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $6^\circ$ 、 $8^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $12^\circ$  共 7 个攻角角度对机翼进行升力系数计算,结果如图 7 所示。

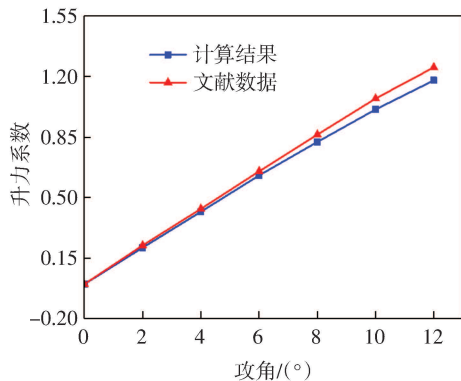


图7 升力系数对比

Fig.7 Comparison of lift coefficient

与文献[30]对比,相对误差小于 7%,验证了流场计算的可行性。

计算水滴直径  $20\ \mu\text{m}$ 、液态水含量  $1\ \text{g/m}^3$ 、来流速度  $120\ \text{m/s}$ 、攻角  $5^\circ$ 、压力  $101\ 325\ \text{Pa}$  条件下的局部水滴收集系数  $\beta$ ,其表征的是机翼表面某一微元段的水滴收集能力,即

$$\beta = \frac{W_\beta}{W_{\beta\text{max}}} \quad (3)$$

式中: $W_\beta$ 为单位时间内实际水滴运动撞击到微元段表面的水滴撞击量; $W_{\beta\text{max}}$ 为假设水滴沿直线运动不发生偏转时,单位时间撞击到微元段表面的水滴撞击量。

水滴与流体的耦合方式为单向耦合,即仅考虑空气对水滴的影响而不考虑水滴对空气的影响,粒子分散方式选择均一分散,即所有水滴只有一种直径。将局部水滴收集系数和文献[31]进行对比,如图 8 所示,其中, $Y$ 为机翼的弦向方向的垂直方向。

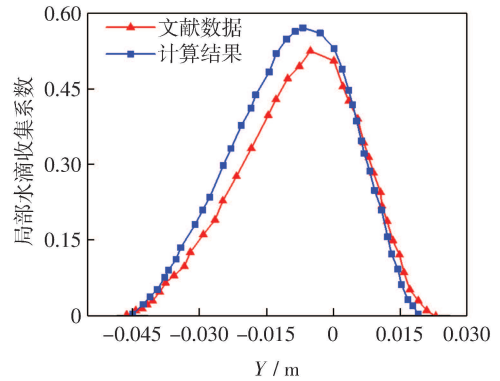


图8 局部水滴收集系数对比

Fig.8 Comparison of local water droplet collection coefficient

局部水滴收集系数计算结果峰值和文献[31]的相对误差为 9%,水滴撞击极限相对误差为 2%,相比于其他计算方法<sup>[32-33]</sup>,此方法误差较小,验证了水滴撞击计算的可行性。

计算水滴直径  $20\ \mu\text{m}$ 、液态水含量  $0.55\ \text{g/m}^3$ 、来流速度  $102.8\ \text{m/s}$ 、攻角  $4^\circ$ 、压力  $101\ 300\ \text{Pa}$ 、环境温度  $26.85\ ^\circ\text{C}$  条件下的结冰冰形如图 9 所示,其中, $X$ 为机翼的弦向方向。

结冰冰形的计算结果和文献[34]基本吻合,结冰范围,即积冰覆盖的机翼上下表面弧长在弦长上投影的总长度的相对误差为 5%,验证了结冰计算的可行性。

### 2.2.2 单变量结冰参数验证

结冰工况决定了结冰的严酷程度,工况中的每个参数对机翼结冰的影响不同,多参数变量对结冰严酷程度的综合影响较难分析,因此,首先验证严酷评估指数中各参数作为单变量时对工况严酷程度的评价

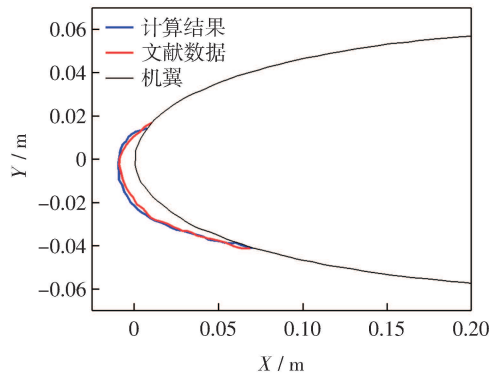
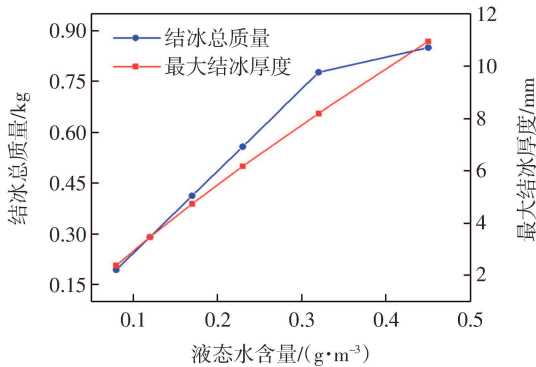


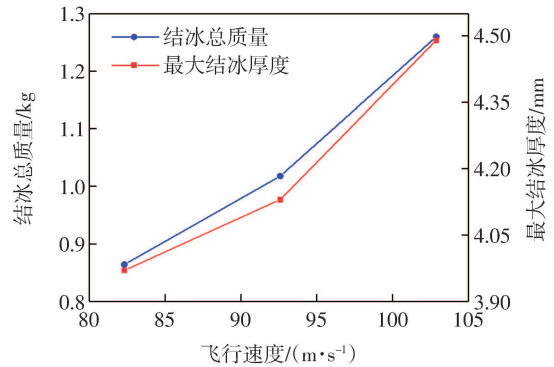
图 9 结冰冰形对比

Fig.9 Comparison of icing shape



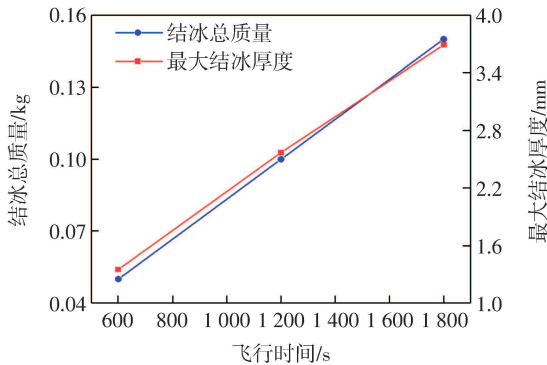
(a) 结冰量随液态水含量的变化

( $T_0 = -15\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $V_0 = 82.31\text{ m/s}$ ,  $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$ ,  $\tau = 600\text{ s}$ , 霜冰)



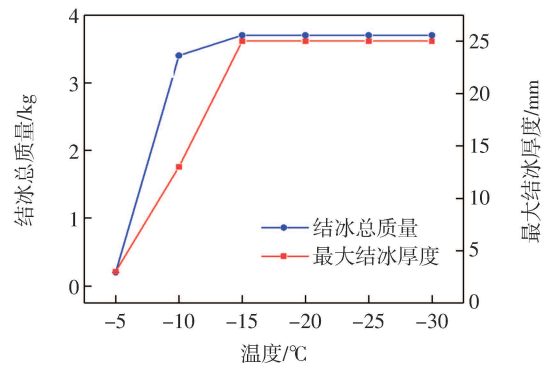
(b) 结冰量随飞行速度的变化

( $T_0 = -5\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $\omega = 0.54\text{ g/m}^3$ ,  $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$ ,  $\tau = 360\text{ s}$ , 明冰)



(c) 结冰量随飞行时间的变化

( $T_0 = -10\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $V_0 = 60\text{ m/s}$ ,  $\omega = 0.43\text{ g/m}^3$ ,  $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$ , 明冰)



(d) 结冰量随温度的变化

( $V_0 = 82.31\text{ m/s}$ ,  $\omega = 1\text{ g/m}^3$ ,  $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$ ,  $\tau = 600\text{ s}$ )

图 10 各参数对结冰量的影响

Fig.10 Influence of each parameter on the amount of icing

变, 结冰量随着液态水含量、飞行速度、飞行时间的增加而增加, 随温度的降低而增加。同时, 温度的变化会引起冰型的变化, 温度处于  $-10\text{ }^\circ\text{C}$  及以上时冰型为明冰, 温度处于  $-10\text{ }^\circ\text{C}$  以下时, 冰型为霜冰。从图 10(d) 可以看出, 在明冰温度范围内, 温度的变化对结冰量的影响较大, 而在霜冰温度范围内, 温度的变化对结冰量无明显影响。各参数作为单变量影响结冰的计算结果验证了: 严酷评估指数绝对值越大, 结冰量越大, 结冰程度越严酷。

是否准确。利用该计算模型, 以液态水含量、飞行速度、飞行时间和温度作为单变量, 设置用于计算的飞行参数和气象参数, 对机翼表面进行结冰计算。由于同一种冰型的结冰冰形相似, 因此, 在验证严酷评估指数的准确性时, 仅以结冰量(包括结冰总质量和最大结冰厚度)作为严酷程度的评估标准, 不再考虑冰形的影响。利用计算结果中的结冰量对比不同工况的结冰严酷程度。各参数作为单变量变化时的结冰量变化如图 10 所示。其中:  $T_0$  为温度;  $V_0$  为飞行速度;  $MVD$  为水滴直径;  $\omega$  为液态水含量;  $\tau$  为飞行时间。

从图 10 的结冰计算结果来看, 控制其他变量不

### 2.2.3 连续最大结冰条件包线结冰验证

由于连续最大结冰条件中温度、液态水含量和水滴直径这 3 个参数间存在相关关系(图 1)。当控制一个参数不变时, 另外两个参数成对出现, 且不同飞行高度对应的速度限制, 温度范围也不同。因此, 连续最大结冰条件包线下的选点不是单变量, 还须验证不是单变量情况下严酷评估指数对工况严酷程度的评价是否准确。由于严酷评估指数(式(1))中未考虑飞行攻角, 因此, 选择表 2 和表 3 中的严酷评估指数不同, 但

攻角相同的 34、31、27、33、32 号工况进行结冰计算, 结果如表 4 所示, 获得结冰冰形剖面图如图 11 所示。

表 4 各评估指数下的结冰计算结果

Tab.4 Icing calculation results under each evaluation index

序号	温度/℃	冰型	液态水含量/(g·m <sup>-3</sup> )	严酷评估指数	结冰总质量/kg	最大结冰厚度/mm	最大冰厚位置/m
34	-15.66	霜冰	0.401 9	-34 780	5.533	36.10	0.007 9
31	-23.10	霜冰	0.219 1	-27 999	3.594	25.65	0.004 3
27	-7.38	明冰	0.454 0	-18 494	8.181	25.94	0.013 6
33	-27.16	霜冰	0.058 3	-8 765	1.939	11.76	0.002 1
32	-5.62	明冰	0.137 6	-4 268	4.063	16.14	0.010 3

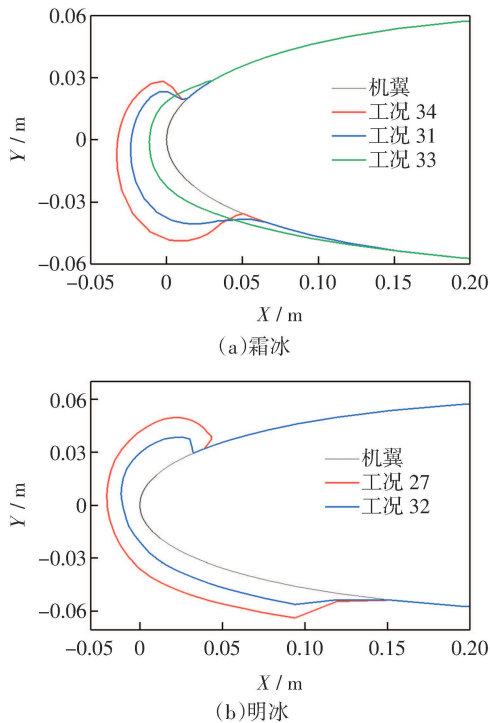


图 11 各严酷评估指数工况下的结冰冰形剖面图

Fig.11 Icing shape profiles under each severe evaluation index working condition

分析表 4 计算结果: 相同冰型下, 工况的严酷评估指数绝对值增大时, 结冰总质量和最大结冰厚度相应增加; 但当温度变化(高于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 或低于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ )导致冰型变化时, 不同冰型下的严酷评估指数与计算所得的结冰严酷程度未能一一对应。例如工况 27 与工况 31: 工况 31 的严酷评估指数绝对值比工况 27 的严酷评估指数绝对值大, 但工况 31 的结冰总质量和最大结冰厚度都小于工况 27。因此, 验证了严酷评估指数在同一冰型下同样适用于评价附录 C 中连续最大结冰条件下的结冰严酷程度。

表 4 中的最大冰厚位置表示的是最大冰厚出现的位置与前缘驻点 X 方向的距离。从该结果看, 霜冰的最大冰厚位置都集中在靠近机翼前缘的位置, 而明

冰的最大冰厚位置都在靠近结冰范围边界的位置。形成该现象的原因与两种冰型的结冰原理相关。温度较低时, 水滴在撞击到机翼表面时瞬间冻结形成霜冰, 所以容易在前缘处形成较厚的积冰; 温度相对较高时, 水滴撞击在机翼前缘后会沿着弦向向下游溢流, 在远离前缘的位置冻结形成明冰。

### 3 严酷工况确定

严酷工况是飞机在给定的飞行条件、结冰气象条件下, 飞机防冰系统裕度最小时所对应的飞行条件和结冰气象条件的参数组合<sup>[35]</sup>。本文定义严酷工况为相应冰型下严酷评估指数绝对值最大时所对应的工况。

由于严酷评估指数仅适用于同一种冰型下的结冰严酷程度评估, 因此需要按照明冰和霜冰对表 4 中结冰工况进行分类并排序。工况 34 为霜冰下严酷评估指数最大对应的工况, 具体为: 高度 1 541 m, 攻角  $3^{\circ}$ , 温度  $-15.66\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 液态水含量  $0.401\text{ 9 g/m}^3$ , 水滴直径  $16\text{ }\mu\text{m}$ , 飞行速度  $118.32\text{ m/s}$ , 马赫数  $0.367\text{ 8}$ , 飞行时间  $2\text{ 700 s}$ , 严酷评估指数  $-34\text{ 780}$ 。工况 27 为明冰下严酷评估指数最大对应的工况, 具体为: 高度  $2\text{ 320 m}$ , 攻角  $3^{\circ}$ , 温度  $-7.38\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 液态水含量  $0.454\text{ 0 g/m}^3$ , 水滴直径  $21\text{ }\mu\text{m}$ , 飞行速度  $118.32\text{ m/s}$ , 马赫数  $0.362\text{ 0}$ , 飞行时间  $2\text{ 700 s}$ , 严酷评估指数  $-18\text{ 494}$ 。

利用上述结冰的计算流体力学仿真模型进行机翼结冰计算: 霜冰严酷工况 34 的结冰总质量为  $5.533\text{ kg}$ , 最大结冰厚度为  $36.10\text{ mm}$ ; 明冰严酷工况 27 的结冰总质量为  $8.181\text{ kg}$ , 最大结冰厚度为  $25.94\text{ mm}$ 。

综上, 严酷状态点确定方法可以总结为: 明确结冰工况应考虑参数及其范围, 通过拉丁超立方抽样获得工况参数组合, 利用严酷评估指数对相同冰型下的工况进行排序, 确定严酷工况。

### 4 结语

本文梳理了适航规章<sup>[5-6]</sup>中对结冰气象条件以及各飞行阶段结冰条件的定义, 基于拉丁超立方抽样和严酷评估指数提出了一种飞机机翼严酷工况确定方法, 并选取 NACA0012 翼型进行了单变量和连续最大结冰条件下的计算流体力学仿真模型验证, 研究得出以下结论:

(1) 将拉丁超立方抽样法应用于附录 C 中飞行工况和结冰气象参数的计算选点中, 可以实现参数连

续区间离散化及工况参数组合, 作为仿真计算的输入条件;

(2) 严酷评估指数可以直接用于飞机机翼结冰参数单变量条件下的结冰严酷程度评价, 其绝对值越大, 结冰量越多, 结冰厚度越大, 结冰程度越严酷;

(3) 严酷评估指数用于附录 C 中连续最大结冰条件严酷程度的评价时, 须保证在相同冰型下进行对比, 不同冰型之间不能相互对比;

(4) 利用本文提出的严酷工况确定方法, 明确了基于附录 C 的严酷工况出现在等待阶段。

### 参考文献:

- [1] 高郭池, 张波, 全敬泽, 等. 正常类飞机自然结冰试飞适航审定技术[J]. 航空学报, 2024, 45(1): 188-209.
- [2] 申晓斌, 赵文朝, 林贵平, 等. 飞机结冰中水滴撞击特性的欧拉法准确性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(8): 1912-1921.
- [3] 刘通. 飞机表面结冰与防冰数值模拟方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
- [4] MA L S, SONG H, CHEN Y, et al. A numerical simulation of the distribution and the variation law of the liquid water content in icing wind tunnel[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 236: 121539.
- [5] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4-2011[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [6] FAA. Airworthiness standards: transport category airplanes for flight in icing conditions: FAA-AC-25-27[S]. Los Angeles: FAA, 2004.
- [7] 赵克良. 大型民机结冰计算、风洞试验及试飞验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [8] 朱东宇, 张付昆, 裴如男, 等. 临界冰形确定方法及其对气动特性影响研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 714-720.
- [9] 倪章松, 刘森云, 张军, 等. 环境参数对飞机防冰热载荷的影响规律[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 8-14.
- [10] 姜萍. 飞行器热防冰系统数值模拟与设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [11] YEOMAN K. Selection of the critical icing/flight case for an unprotected airfoil[C]//27th Aerospace Sciences Meeting, January 09-12, 1989, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1989: 757.
- [12] MILLER D, POTAPCZUK M, LANGHALS T. Preliminary investigation of ice shape sensitivity to parameter variations[C]//43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 10-13, 2005, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2005: 73.
- [13] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌, 等. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [14] AIRBUS. 飞行技术之性能资料: 掌握飞机性能[G]. Blagnac: AIRBUS, 2002.
- [15] 张一山. 基于性能软件的起飞定量安全裕度研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2022.
- [16] 李庆庆. 飞机机翼结冰过程数值模拟及气动特性分析[D]. 汉中: 陕西理工大学, 2022.
- [17] PRINCE RAJ L, LEE J W, MYONG R S. Ice accretion and aerodynamic effects on a multi-element airfoil under SLD icing conditions[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 320-333.
- [18] 王起达. 结冰后飞机的纵向稳定性和操纵性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [19] 李瑜. 基于 Silder 随机运动模型的飞机结冰数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [20] 涂诗晨. 区域管制高度分配辅助决策技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [21] 中国民用航空局. 关于加强航空器空中等待程序应用的通告: AC-115-TM-2014-02[S]. 北京: 中国民用航空局, 2014.
- [22] 中国民用航空局. 目视和仪表飞行程序设计规范: AC-97-FS-0051R1[S]. 北京: 中国民用航空局, 2021.
- [23] CABLER S J M. Aircraft ice protection[R]. Los Angeles: FAA, 2006.
- [24] 高郭池, 丁丽, 李保良, 等. 气动除冰类飞机结冰风洞试验适航审定技术[J]. 实验流体力学, 2019, 33(2): 85-94.
- [25] BURICK R A, RYAN R J. FAA certification of the Lockheed Martin C-130J transport ice protection system[C]//24th Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 09-11, 1999, Portland, OR. Reston, Virginia: AIAA, 1999: 4016.
- [26] 冯丽娟. 民用飞机结冰适航取证严重结冰条件的确定方法[J]. 中国科技信息, 2014(15): 170-172.
- [27] 陈红英, 向小军. 民用飞机实际着陆距离计算方法研究[J]. 计算机仿真, 2013, 30(9): 66-69.
- [28] MCKAY M D, BECKMAN R J, CONOVER W J. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code[J]. Technometrics, 2000, 42(1): 55-61.
- [29] 林丽. 风挡防冰严酷设计状态的选取[J]. 航空科学技术, 2014, 25(6): 51-53.
- [30] DIAZ J A R. NACA0012 Airfoil Analysis[EB/OL]. (2018-02-14)[2023-10-30]. [https://www.academia.edu/36025651/NACA\\_0012\\_Airfoil\\_Analysis](https://www.academia.edu/36025651/NACA_0012_Airfoil_Analysis).
- [31] 李宏林, 王毅. 机翼表面水滴撞击特性计算[C]//中国力学学会论文集. 郑州: 力学与工程应用, 2016: 402-405.
- [32] 任靖豪, 王强, 刘宇, 等. 大型商用运输机机翼增升构型水滴撞击特性计算[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(1): 52-58, 72.
- [33] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
- [34] 邵晓海. 数值模拟机翼结冰及其对飞行安全的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [35] 韩王超. 机翼热防冰系统严酷状态点确定方法研究[C]//飞机机电系统理论与实践: 第二届民用飞机机电系统国际论坛论文集, 西安, 2015: 169-174.

(责任编辑: 孟欣)