

民用飞机主导式结冰探测系统设计

沙昭君^{1*} 陈维建² 李志茂¹ 毛汉冬¹ 章儒宸¹ 曾飞雄¹ 张强¹ 陈诺¹ 管宁²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

摘要: 飞机结冰会造成全机气动性能下降、飞行品质降级等一系列问题,对飞行安全造成极大的威胁。现代民用飞机普遍装备结冰探测器以应对飞行中的结冰问题。主导式结冰探测系统是一种新型的自动判断飞机是否进入结冰条件的飞机结冰探测系统,能够有效减少机组操作负担。首先对主导式结冰探测系统进行了详细的介绍,包括主导式结冰探测系统和传统咨询式结冰探测系统的区别、主导式结冰探测系统优势以及主导式结冰探测系统主要设计难点。然后阐述了基于磁致伸缩式结冰探测器的主导式结冰探测系统的设计方法,主要在于识别出结冰探测器无法探测的结冰条件,通过将结冰条件预设 in 防冰系统控制器中,来确保能够在所有结冰气象条件下及时开启防冰系统。

关键词: 主导式结冰探测系统; 临界温度; 磁致伸缩式结冰探测器

中图分类号: V244.1+5

文献标识码: A

OSID:



0 引言

民用飞机结冰探测系统通常由两支结冰探测器组成,对称安装在机头两侧,飞机进入结冰环境后,结冰探测器探测到结冰条件,发出结冰告警信号,提醒机组作动防冰系统或飞离结冰空域等。按照飞行机组对于结冰探测系统的依赖程度,结冰探测系统可分为咨询式结冰探测系统和主导式结冰探测系统。

咨询式结冰探测系统^[1]为飞行机组提供出现冰积聚或结冰条件的告警信息,飞行机组需结合结冰告警信息与标准飞行手册中关于结冰气象条件的定义(通常是根据总温和可见湿气),来确定是否需要启动防冰系统。飞行机组担负监控结冰气象条件和开启防冰系统的主要责任,咨询式结冰探测系统只起到提示作用。常见的采用咨询式结冰探测系统机型有空客 A350、空客 A380、ARJ21 等。

主导式结冰探测系统^[2-3]是用来确定是否启动防冰系统和启动时机的唯一手段。防冰系统可由主导式结冰探测系统自动启动,或者主导式结

冰探测系统为飞行员提供结冰信号,指示飞行机组手动启动防冰系统。在主导式结冰探测系统正常工作时,飞行机组完全依靠结冰探测系统告警信号开启或关闭防冰系统。主导式结冰探测系统应能够探测到适航规章 25 部^[4]附录 C、附录 O、附录 P 等定义的结冰条件或该条件下实际的冰积聚,或者飞机必须能够在主导式探测系统无法探测到的结冰条件下无限制地安全运行。常见的采用主导式结冰探测系统的机型有波音 787 和波音 777 等。

民用飞机结冰探测系统主要采用的结冰探测器形式为磁致伸缩式的结冰探测器,该结冰探测器通过探头结冰来反映防冰区域结冰情况(如空客 A 系列、波音除 787 系列的 B 系列)。由于是通过在机头布置的结冰探测器结冰来表征机翼、短舱位置的结冰情况,存在位置差异,这种结冰探测器可能会存在结冰探测器没结冰,但机翼和短舱结冰的情况。

目前国内对于主导式结冰探测系统的设计工作缺少相关内容的研究,本文提出了一种基于磁致

* 通信作者。E-mail: shazhaojun@comac.cc

引用格式: 沙昭君,陈维建,李志茂,等. 民用飞机主导式结冰探测系统设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(2): 18-23. SHA Z J, CHEN W J, LI Z M, et al. Primary ice detection system design of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(2): 18-23 (in Chinese).

伸缩式结冰探测器的主导式结冰探测系统设计方法。

1 主导式结冰探测系统优势与设计难点

1.1 主导式结冰探测系统优势

主导式结冰探测系统相比于咨询式结冰探测系统具有更多优势。

1) 减少机组负担。咨询式结冰探测系统需要飞行员监控冰积聚或结冰气象条件,若采用了可视化提示,机组人员可能需要频繁手动去除参考平面的冰,在严重结冰条件下,冰会迅速堆积,导致飞行员的工作量增加,进而影响飞行员对于飞机其他性能的关注;主导式结冰探测系统则不需要飞行员监控总温、驾驶舱外组件上的可见水汽或冰的堆积情况,能够显著减少飞行员的工作量^[5]。

2) 提高飞机性能。由于咨询式结冰探测系统由飞行员担负防冰系统的开启,防冰系统的开启受人为因素影响较大;相比咨询式,主导式结冰探测系统可减少预启动阶段的结冰,使用主导式结冰探测系统探测到的冰型比使用可视化线索探测到的冰型减少至少 30 s^[5]。

3) 具有更高的经济性。相比咨询式,主导式结冰探测系统更加节省燃料,根据美国国家航空咨询委员会(NACA)的数据:“当使用总温 8 ℃ 和可见湿气来预测结冰条件时,实际结冰发生的概率小于 23%”。该项数据也被德国汉莎航空公司用波音 727 飞机的服役数据验证^[6],采用主导式结冰探测系统能够减少开启防冰系统的次数,从而减少燃油消耗,提高经济性。

1.2 主导式结冰探测系统设计难点

虽然主导式结冰探测系统具有很多的优势,但是在系统设计上具有较多的难点,主要体现在:

1) 对于结冰探测器的探测能力要求较高,要求能够探测到 25 部附录 C 等规定的所有结冰条件或所有附录 C 等结冰条件下形成的积冰,该点对于咨询式结冰探测系统,可以通过结合总温和可见水汽辅助判断;

2) 若 1) 条无法满足,则需要 在结冰包线中筛选所有结冰探测系统无法探到的工况,分析难度和工作量大。

基于目前常用的磁致伸缩式结冰探测器,已

发现存在结冰探测系统无法识别结冰的情况,此时飞机机翼已经结冰,但结冰探测器没有结冰,所以只能采用上述第二条方案。采用磁致伸缩式结冰探测器的结冰探测系统设计,需要在整个飞行包线中寻找出所有磁致伸缩式结冰探测器无法探测的工况,将结冰探测器信号和无法探测工况同时考虑在防冰系统开启逻辑中,实现主导式结冰探测系统。

2 主导式结冰探测系统设计

2.1 总体方案

基于磁致伸缩式的主导式结冰探测系统主要设计流程如图 1 所示。

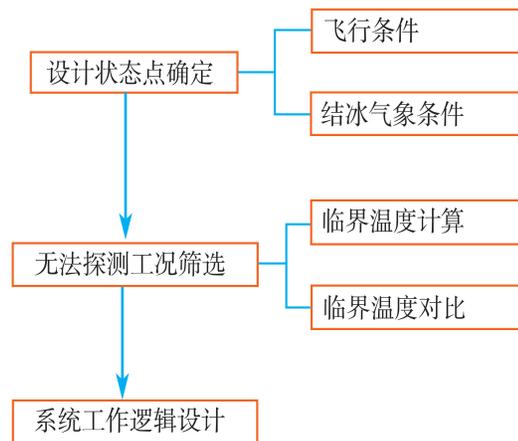


图 1 主导式结冰探测系统设计流程图

2.2 结冰的临界温度

结冰的临界温度^[7-9]定义为一定飞行条件下,若环境温度小于结冰的临界温度时,则飞机表面温度小于冰点温度,此时飞机表面发生结冰。

对比分析结冰探测器探头结冰的临界温度与飞机防冰区结冰的临界温度,可以表征结冰探测器探头和飞机防冰区是否结冰。例如假设结冰探测器临界温度为 $t_{cr_detector}$,机翼防冰区的临界温度为 t_{cr_wing} ,环境温度为 t_0 ,则:

1) 若 $t_0 > t_{cr_detector}$ 且 $t_0 > t_{cr_wing}$,此时结冰探测器和机翼防冰区均不结冰;

2) 若 $t_0 < t_{cr_detector}$ 且 $t_0 < t_{cr_wing}$,此时结冰探测器和机翼防冰区均结冰;

3) 若 $t_{cr_wing} < t_0 < t_{cr_detector}$,此时结冰探测器结冰但机翼防冰区不结冰;

4) 若 $t_{cr_wing} > t_0 > t_{cr_detector}$, 此时结冰探测器不结冰但机翼防冰区结冰。

根据等熵理论, 临界温度计算公式^[10]如下:

$$t_{cr} = \frac{1.550 \left(\frac{610}{P_1} - \frac{e_{cr}}{P_0} \right) - \frac{V_0^2}{2.010} \left[1 - 0.11 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)^2 + 1.005 \frac{W}{HTC} \right]}{4.187 \frac{W}{HTC} + 1} \quad (1)$$

其中, t_{cr} 为临界温度, 结冰表面温度为 0 °C 时的周围环境温度(°C); e 为不同温度下水面上的饱和水蒸汽压(Pa), $t_0 = 0$ °C 时 $e_0 = 610$ Pa; P_0 为自由来流的气压(Pa); V_0 为自由来流的速度(m/s); P_1 为附面层外边界上的气压(Pa); V_1 为附面层外边界上的速度(m/s); W 为水收集量(kg/m² · s); HTC 为对流换热系数(w/m² · °C)。

附面层外边界上的气压, 计算式如式(2)所示:

$$\frac{P_1}{P_0} = 1 + 0.7C_p Ma_0^2 \quad (2)$$

其中, C_p 为压力系数, 无量纲参数; Ma_0 为飞行马赫数, 无量纲参数。

附面层外边界上的速度, 其计算式如式(3)所示:

$$\frac{V_1}{V_0} = \sqrt{\frac{5}{Ma^2} [1 - (1 + 0.7C_p \cdot Ma^2)^{0.2857}] + 1} \quad (3)$$

水收集率 W , 其计算式如式(4)所示:

$$W = LWC \times V_0 \times Beta \quad (4)$$

其中, LWC 为液态水含量(kg/m³); $Beta$ 为水收集系数, 无量纲参数。

2.3 结冰探测器无法探测工况筛选

项目初步分析无法探测工况主要出现在较大攻角进行较高马赫数的飞行工况中, 所以在筛选工况点时, 重点考虑了较大攻角, 按照飞机飞行包线, 梳理出飞机飞行参数范围, 将飞行高度分为 10 个范围, 如表 1 所示。进行迭代计算时, 取高度范围的中位数作为计算高度, 对应的马赫数及攻角取值范围如表 1 所示。

表 1 飞行参数范围

H/ft	Ma 最小值	Ma 最大值	$AOA/(\circ)$ 最大值	$AOA/(\circ)$ 最小值
400~656	0.17	0.27	6.0	13.0
1 476~1 998	0.21	0.40	4.0	8.0
2 132~3 445	0.32	0.37	4.0	6.0
3 773~5 085	0.30	0.38	4.0	5.0

表 1 (续)

H/ft	Ma 最小值	Ma 最大值	$AOA/(\circ)$ 最大值	$AOA/(\circ)$ 最小值
5 413~7 054	0.30	0.37	4.0	4.0
7 381~10 000	0.33	0.44	3.0	6.0
10 335~12 303	0.31	0.39	4.0	8.0
12 959~14 760	0.29	0.43	4.0	7.0
15 256~16 400	0.33	0.40	4.0	7.0
16 568~21 998	0.31	0.42	5.0	9.0

对于结冰探测器和发动机短舱, 其压力系数与换热系数与攻角关系不大, 因此在表 1 所示的飞行高度 H 和 Ma 范围内, 各参数分别取 10 个等值间隔, 即在表 1 范围内取 $10 \times 10 = 100$ 个工况点进行计算; 机翼的压力系数和换热系数不仅与飞行高度 H 和 Ma 数相关, 还与攻角 AOA 有关系, 因此在表 1 所示的飞行高度 H 和 Ma 及攻角 AOA 范围内, 各参数分别取 10 个等值间隔, 即在表 1 范围内取 $10 \times 10 \times 10 = 1\,000$ 个工况点进行计算。

采用临界温度计算公式(1)对选定工况进行计算, 可得结冰探测器、发动机短舱及机翼在上述飞行参数范围内的临界温度分布情况, 分别如图 2 至图 4 所示。

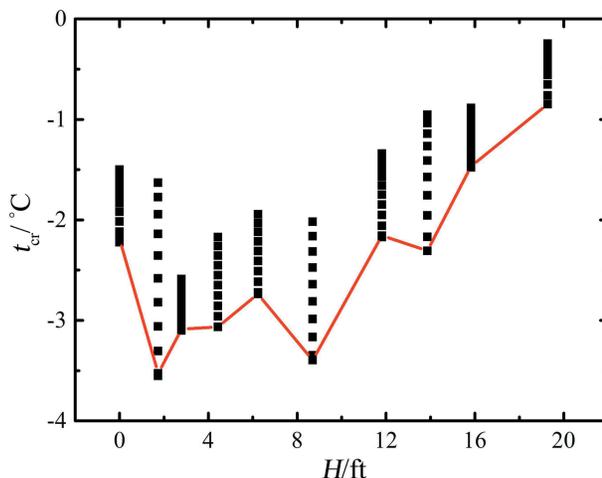


图 2 结冰探测器临界温度随飞行高度 H 变化情况

图 2 给出了所有工况点结冰探测器的临界温度, 所有临界温度的最小值组成的曲线上即为无法探测工况区域。图 3 为所有工况点上发动机短舱的临界温度, 可以看出发动机短舱的结冰临界温度明显低于结冰探测器。

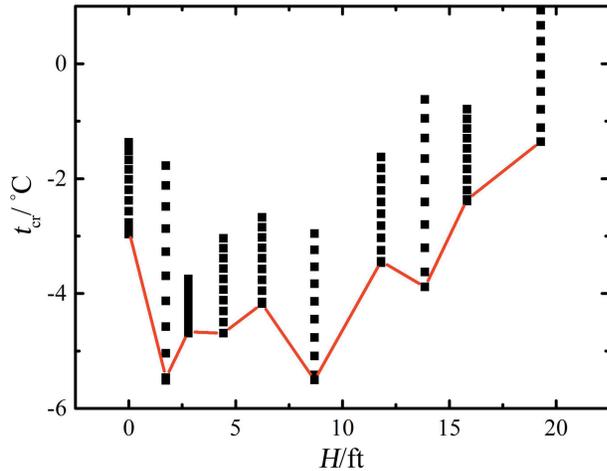
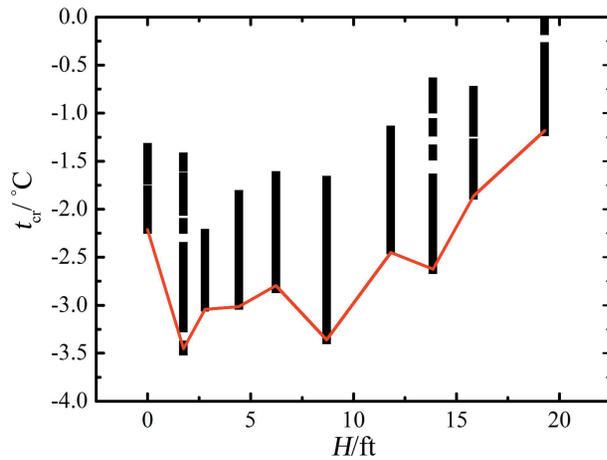
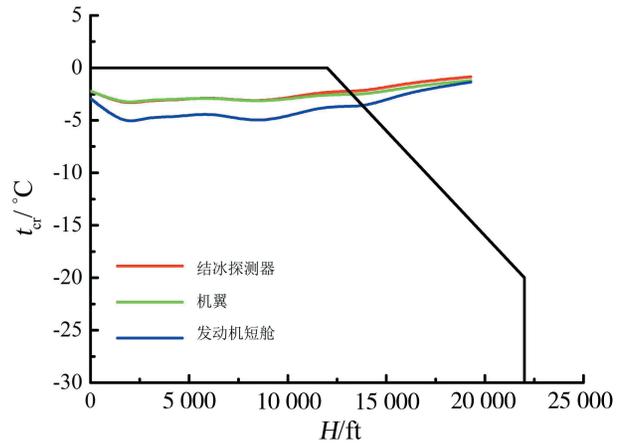
图3 发动机短舱临界温度随飞行高度 H 变化情况

图4给出了根据表1工况计算的机翼表面临界温度随飞行高度的变化情况,存在机翼的结冰临界温度高于结冰探测器的情况,说明某型工况下存在结冰探测器探测失效的情况,需要划定无法探测区域的范围,对飞机进行及时防护。

图4 机翼临界温度随飞行高度 H 变化情况

将根据表1工况计算的结冰探测器、发动机短舱和机翼的最小临界温度曲线放入连续最大结冰包线中,如图5所示。蓝色曲线为发动机短舱的最小临界温度,红色曲线为结冰探测器的最小临界温度,发动机短舱的最小临界温度明显低于结冰探测器的最小临界温度。绿色曲线为机翼的最小临界温度,当飞行高度较低时,机翼的最小临界温度和结冰探测器的最小临界温度相当,当飞行高度较大时,机翼的最小临界温度略低于结冰探测器的最小临界温度,两者最大偏差均不超 0.5°C 。

虽然结冰探测器的最小临界温度与机翼的最小

图5 最小临界温度随飞行高度 H 变化情况

临界温度相当且明显高于发动机短舱的最小临界温度,但在环境温度高于结冰探测器的最小临界温度曲线以上,仍有可能存在结冰探测器的临界温度低于发动机短舱和机翼的临界温度的可能,即结冰探测器无法探测的工况。所以选定红色曲线代表的结冰探测器的最小临界温度上方区域为无法探测工况区域,当环境温度低于该分界线时,结冰探测器能够对结冰气象条件进行有效探测;当环境温度高于该分界时,结冰探测器可能无法产生结冰信号,飞机进入无法探测结冰区域,需开启防护装置。

2.4 主导式结冰探测系统控制逻辑

图5中红色曲线代表结冰探测器的最小临界温度曲线,当温度高于该临界温度曲线但仍在结冰包线时,可能存在结冰探测器临界温度低于环境温度但是机翼表面临界温度高于环境温度的情况,此时结冰探测器不结冰,但机翼表面结冰。当温度低于该临界温度曲线时,结冰探测器临界温度始终高于环境温度,此时结冰探测器能探测到结冰,为了保守设计,选取结冰探测器上方区域即为无法探测区域。

主导式结冰探测系统的开启逻辑为结冰探测器告警信号和以图5结冰探测器的最小临界温度线为下限值。设定不同高度下,温度高于结冰探测器临界温度线,且在结冰包线范围内即开启或通知机组开启防冰系统。

3 结论

本文基于结冰探测器和防冰区域的临界温度分析对比,计算形成了民用飞机磁致伸缩式结冰探

测器无法探测的结冰条件的包线范围。提出了一种结合结冰探测器信号和无法探测的结冰条件的范围限制最终形成主导式结冰探测系统设计方案,能够满足在全部结冰包线中保证飞机安全运行的要求。

参考文献:

- [1] 李盼,朱家乐. FAR25 第 129 号修正案对结冰探测系统的影响研究[J]. 飞机设计, 2018,38(1): 76-80.
- [2] 史献林,徐佳佳,杨胜华. 主探冰系统自动动作防冰系统的逻辑设计[C]//中国航空学会. 探索 创新 交流——第六届中国航空学会青年科技论坛文集:第 6 集 下册. 北京:航空工业出版社, 2014: 1260-1264.
- [3] 史献林. 机翼防冰自动动作功能的逻辑设计及验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(3): 92-95.
- [4] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局, 2011.
- [5] JACKSON D. Primary ice detection certification under the new FAA and EASA regulations; SAE Technical Paper 2015-01-2105[R]. Nottingham: [s. n.], 2015.
- [6] JACKSON D G, OWENS D G, CRONIN D J, et al. Certification and integration aspects of a primary ice detection system; AIAA-2001-0398 [C]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 08-11, 2001, Reno, NV, U. S. A. . Reston: AIAA, 2001.
- [7] 裘燮纲,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2004: 165-175.
- [8] JACKSON D G, CRONIN D J, SEVERSON J A, et al,

Ludlam limit considerations on cylinder ice accretion aerodynamics and thermodynamics; AIAA-2001-0679 [C]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 08-11, 2001, Reno, NV, U. S. A. . Reston: AIAA, 2001.

- [9] 丁媛媛,蒋彦龙,施红,等. 基于适航符合性认证的结冰探测技术研究[J]. 航空标准化与质量, 2017(5): 47-50.
- [10] 史献林,王大伟,刘鹏. 某型超临界机翼的临界温度分析[J]. 科技信息, 2012(4): 444-445.

作者简介

沙昭君 女,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机防冰系统设计。E-mail: shazhaojun@comac.cc

陈维建 男,博士生导师,副教授。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: weijian_chen@nuaa.edu.cn

李志茂 男,博士生导师,研究员。主要研究方向:民用飞机防冰系统设计。E-mail: lizhimao@comac.cc

毛汉冬 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: maohandong@comac.cc

章儒宸 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: zhangruchen@comac.cc

曾飞雄 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机防冰系统设计。E-mail: zengfeixiong@comac.cc

张 强 男,博士后,研究员。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: zhangqiang3@comac.cc

陈 诺 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: chennuo2@comac.cc

管 宁 女,博士,副教授。主要研究方向:民用飞机防冰系统性能仿真。E-mail: weijian_chen@nuaa.edu.cn

Primary ice detection system design of civil aircraft

SHA Zhaojun^{1*} CHEN Weijian² LI Zhimao¹ MAO Handong¹ ZHANG Ruchen¹
ZENG Feixiong¹ ZHANG Qiang¹ CHEN Nuo¹ GUAN Ning²

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aircraft icing can cause a series of problems such as aerodynamic performance degradation and flight quality degradation of the whole aircraft, which will pose a great threat to flight safety. Modern civil aircraft are generally equipped with ice detectors to deal with the icing problem in flight. The primary ice detection system is a new type of aircraft detection system that can automatically judge whether the aircraft has entered the icing conditions, which can effectively reduce the operating burden of the crew. This paper first introduces the primary ice detection system in detail, including the differences between the primary ice detection system and the traditional advisory ice detection system, the advantages of the primary ice detection system and the main design difficulties of the primary ice detection system. Then the design method of the primary ice detection system based on the magnetostrictive ice detector was described. The main purpose is to identify the ice conditions that can not be detected by the ice detector. By presetting the ice conditions in the controller of the anti-ice system, the anti-ice system can be opened timely under all the ice conditions.

Keywords: primary ice detection system; critical temperature; magnetostrictive ice detector

* Corresponding author. E-mail: shazhaojun@comac.cc