

民机防冰系统自然结冰试飞技术研究

Research of Natural Icing Flight Test of Anti-ice System for Civil Aircraft

霍西恒 王大伟 李革萍 / Huo Xiheng Wang Dawei Li Geping

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

结合某型民机自然结冰条件下防冰系统的试飞,对试飞所需的测试改装工作进行了总结,并对试飞前需进行的各种安全性评估进行了总结说明,明确了试飞中需考虑的各种构型情况,提出一套循序渐进的自然结冰试飞方法。同时提出了试飞中结冰气象参数的可接受性判据,最后针对自然结冰试飞中结冰气象参数的处理提出了分段等效处理的方法。

关键词:防冰系统;自然结冰试飞;结冰气象参数;数据处理

中图分类号:V217

文献标识码:A

[Abstract] Based on the natural icing flight test of one civil aircraft, the flight test refit and safety evaluation required by flight test were summarized, and different configuration which flight test needed was listed, and then one kind of flight test method and the acceptable criterion of icing meteorology parameter were put forward. At last subsection equivalent method of data analysis which aimed at icing meteorology parameter were come up.

[Key words] Anti-icing System; Natural Icing Flight Test; Icing Meteorology Parameter; Data Analysis

0 引言

近年来由于结冰问题所导致的航空事故比例逐渐增多,因此对于飞机关键部位采取结冰防护措施非常必要,防止关键部位产生积冰而危及飞行安全。

CCAR 25 部^[1]适航规章 1419 条款要求飞机防冰系统必须通过分析确认飞机在各种运行形态下其各种部件的防冰是足够的;同时,为了验证防冰分析结果,检验各种结冰异常情况,演示防冰系统及其部件的有效性,必须对飞机或其部件在各种运行形态和经测定的自然大气结冰条件下进行飞行试验。根据 CCAR25 部附录 C,自然结冰气象条件包括连续最大结冰条件及间断最大结冰条件。如何有效且充分地通过干空气及自然结冰条件下的飞行试验来验证防冰系统的功能及性能已越来越受到关注。

本文结合某型民用飞机提出了针对自然结冰试飞的测试改装方法、试飞方法、飞行中的决策程序及数据处理方法,希望以此对相关研究的展开提供新思路。

1 测试改装技术

根据 25 部适航规章 1419 条款要求,防冰系统需要进行干空气及自然结冰条件下的飞行试验。一般情况下机体上需要采取防冰措施的有机翼前缘、发动机进气道前缘、驾驶舱风挡玻璃等部位。目前对于机翼前缘及发动机进气道前缘多采用热气进行防冰,驾驶舱风挡玻璃多采用内部夹层中布置加热膜的措施来进行玻璃外表面的防冰。

1.1 结冰气象参数测量

自然结冰试飞中云层的液态水含量(LWC)及平均水滴直径(MVD)是非常关键的两个参数,因此如何有效地获取 LWC 及 MVD 是自然结冰试飞成功的关键因素之一。

目前用于测量微小水滴 MVD^[2]的方法有前向散射分光测量仪(FSSP)测量法、光学阵列测量仪(OAP)测量法、相位多普勒粒子分析仪(PDPA)测量法^[2]。其中较常用的是 FSSP,其测量粒子直径的原理是当粒子通过测量仪激光束时,粒子会产生光的散射,通过测量粒子散射光的强度就能够计算出

粒子的直径。

液态水含量(LWC)是结冰云中另外一个重要的参数,它影响冰的形成速度、结冰类型等。目前测量液态水含量的方法通常有冰生长测量法、热线仪测量法、粒径测量/计数测量法、超声波测量法。

MVD及LWC实时、有效地传至地面指挥决策系统,以供地面工程师及时准确判断并反馈结冰气象参数是否满足要求,从而为试飞的顺利进行提供保障。

1.2 关键部位摄像

由于自然结冰试飞属于I类风险科目,同时根据系统性能验证的需要,试飞过程中需对飞机结冰敏感部位进行摄像观察。主要包括机翼前缘缝翼上/下表面(容易产生后流冰的部位)、发动机进气道唇口部位、风挡玻璃表面、水平尾翼及垂直尾翼、其他一些进气口等。

针对机翼前缘防冰系统,在初始设计阶段会明确系统工作类型,例如上下表面均为完全蒸发型,或者上表面完全蒸发、下表面湿蒸发等。为了在自然结冰试飞中验证系统正常工作时对设计要求的符合性,需对这些部位进行摄像记录,以分析蒙皮上下表面是否存在后流冰等情况。

对短舱防冰系统来说,由于其本身加热能力、结构限制以及系统延迟打开等情况,往往存在某些工况下唇口冰脱落并进入发动机。因此需要在发动机正前方及侧向布置摄像设备以记录整个试飞过程中进气道前缘唇口的积冰及冰脱落情况。

对于风挡防冰系统,根据25.773条款的要求需保证飞机在预期运行的各种条件下风挡玻璃满足飞行员的视界要求。因此自然结冰试飞过程中,需对风挡防护区及非防护区表面进行摄像以记录系统正常工作时玻璃表面的结冰情况。

一般情况下风挡防冰系统摄像装置安装在驾驶舱内部,而对于机翼前缘上下表面以及发动机进气道前缘需将摄像设备布置于机身外部。为了确保位于机体外部摄像设备的正常工作必要时需加装保护罩,以避免摄像设备在结冰条件下产生结冰而影响结冰摄像观察。

1.3 防冰系统改装

目前大多运输机机翼前缘、发动机进气道前缘多采用发动机高压级或低压级引气来防冰。

根据热气防冰系统的工作特点,在自然结冰试飞中,需对供气管路及每段笛形管内的热气温度及压

力进行测量,以验证系统管路内部的温降及压降是否满足设计要求。同时为了验证防冰系统最终的工作性能,需对防护区蒙皮表面的温度进行测量,以更量化地掌握防冰系统在某结冰条件下的性能。

针对防冰供气管路及每段笛形管末端的供气压力测量,在目标位置处通过引压管加装压力传感器。引压管将热气压力引至位置较近且足够大空间处(例如两端缝翼之间),然后安装压力传感器。本文中以某型客机测试改装为例进行说明:每段笛形管末端外表面加装不锈钢引压管底座,与笛形管之间用高温卡带连接,并使用耐高温胶ZMS1799密封,同时引压管材料为不锈钢,外径为6.35mm,内径为4.57mm,引压管与引压管底座之间连接如图1所示。

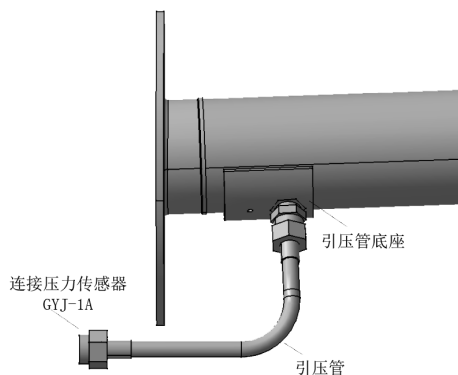


图1 某段笛形末端引压管布置图

针对蒙皮表面及笛形管内部热气的温度测量,本文中根据前缘防护区结构复杂及防冰腔空间小的特点,提出了一套胶接热电偶与铠装形式相结合的传感器加装方法,解决了有效且全面获取防冰系统关键参数的难题。以某民机为例,蒙皮表面温度传感器加装时,选取温度传感器为K型热电偶,将其焊接在0.1mm的不锈钢薄片上,然后采用胶接(例如BG-2,耐高温、导热性能好)方式将焊接有热电偶的不锈钢薄片另一面粘贴在蒙皮内表面。某前缘缝翼截面测温点示意图如图2所示。



图2 蒙皮表面测温点选取

针对每段笛形管末端供气温度,铠装形式加装一个K型热电偶,具体方法:在笛形管末端外表面底座上加装一测温管(材料为7075-T651,与笛形管及底座使用耐高温胶密封),将K型热电偶测温头伸入测温管内直至笛形管中心,以测量系统工作时笛形管末端热气温度。热电偶测试线与测温管之间用胶密封并固定。测温管安装如图3所示。

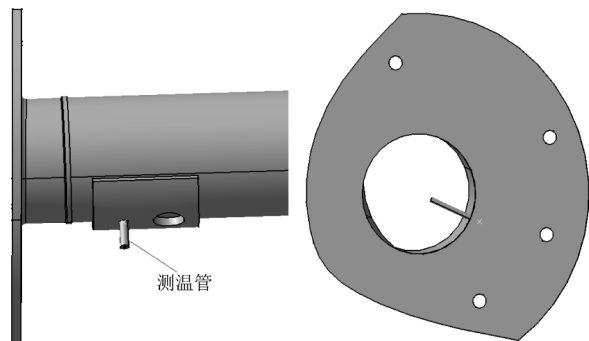


图3 某段笛形管末端测温管布置图

而风挡玻璃多采用电防冰以防止玻璃外表面产生结冰从而影响视界。风挡电防冰系统主要由嵌在玻璃内的导电膜加热元件、风挡温度传感器、风挡加热控制器、加热控制开关以及供电和控制线路等组成。因此在自然结冰试飞中需对供电电流、电压及电阻等关键参数进行测量,同时为了获取系统在结冰条件下工作时玻璃外表面的加热特性需在外表面布置一定数量的温度传感器,传感器可选用K型热电偶或者PT系列铂电阻,可将其使用胶接(导热性能较好的胶)的方式粘贴在玻璃表面。

2 试飞方法研究

由于自然结冰试飞的技术难度大、满足要求的气象条件难以寻找、结冰云区气流环境复杂等特征,对于飞机制造商来说成功完成自然结冰试飞非常困难。因此如何安全、有效且全面地进行自然结冰试飞并获取有效数据非常关键。

2.1 自然结冰试飞前相关评估

全机进行自然结冰试飞前,需完成以下工作或评估:

- (1) 必须通过计算分析、冰风洞试验等初步确认防冰系统的功能正常、性能满足设计要求;
- (2) 完成防冰系统干空气条件下功能、性能检查;
- (3) 对恶劣环境条件飞机操稳性能、结冰条件下发动机的冰脱落、全机的闪电防护等进行评估;

(4) 干空气条件下带模拟冰型(包括待机冰型、延迟冰型、失效冰型等)时的性能、操稳评估;

(5) 确保全机的失速保护系统、气象雷达系统、大气数据系统等功能正常。

2.2 试飞构型考虑

条款要求飞机必须在CCAR25部附录C规定的各种结冰条件下、飞机预期的各种运行条件下进行试飞验证。换言之,结冰条件下飞机运行的各种构型都必须在自然结冰试飞中进行验证。

对于防冰系统来说,自然结冰试飞过程中至少需考虑以下构型:

(1) 飞机的气动构型,即考虑不同的飞行阶段,目前大多数民机包括干净构型(襟缝翼收起)、高升力构型(含襟缝翼不同卡位)两种;

(2) 对于热气防冰系统,需考虑发动机引气构型,即包括大推力爬升、巡航构型、慢车待机、慢车下降以及单引气构型(可替代单发失效情况)等;

(3) 系统延迟开启的情况,按照相关AC的指导,机翼防冰系统一般考虑延迟30s打开,短舱防冰系统需考虑延迟2min打开;

(4) 系统本身构型,包括两种情况,一种是系统正常情况下不同的工作模式,另一种是系统某些部件失效时结冰条件下飞机依然可以派遣的构型。

2.3 循序渐进试飞方法

自然结冰试飞属于I类风险试飞科目,本文结合某型民机针对自然结冰条件下防冰系统的试飞提出了循序渐进、降低风险的试飞方法。

(1) 第一步:考虑使用最安全的方法进行系统功能及性能的考核,即防冰系统工作且稳定后进入连续最大结冰气象条件试飞,接着脱离结冰云区并执行脱冰程序(由于非防护表面存在积冰)。

(2) 第二步:根据系统的工作模式,对于采用主导式结冰探测系统的防冰系统,需要验证结冰探测系统发出告警信号时开启防冰系统;或者对于采用咨询式结冰探测系统的防冰系统,即有结冰信号或者通过结冰指示杆发现进入结冰条件时开启防冰系统,以此考核防冰系统正常模式下工作情况。

(3) 第三步:考虑延迟一定时间时开启防冰系统,主要考核在延迟一定时间系统打开后的除冰及后续工作情况^[3]。

(4) 第四步:进行结冰条件下临界情况时的验证,例如某些发动机引气的严酷状态点、系统在失去余度时的工作情况等。

(5)最后执行间断最大结冰条件下防冰系统的验证,即短时高强度结冰环境的验证。

飞机实际试飞过程中,可根据以上方法中试飞顺序并结合试飞中需考虑的各种构型具体安排。本文中提及的试飞顺序是由最保守到最严酷的方法,循序渐进、有效降低试飞中的风险,为自然结冰条件下防冰系统试飞顺利完成提供了安全保障。

3 试飞中决策程序

针对自然结冰试飞 I 类风险的特点,本文提出了防冰系统试飞过程中的决策程序,解决了高风险试飞科目中有效降低试飞风险的问题,根据研究确定的试飞方案及程序成功实现了某型民机自然结冰条件下防冰系统的试飞。

3.1 结冰气象参数符合性判据

有效地进行结冰气象参数的符合性判断是自然结冰试飞成功非常关键的因素之一,同时对于气象参数的符合性判据需与飞机的审查方代表进行充分沟通并要取得其认可方可实施。本文中结合某型民机自然结冰试飞,提出试飞中决策程序如下所示。

连续最大结冰条件下结冰气象参数符合性判断:飞机进入结冰云区且系统开启时,且通过自然结冰气象参数地面监控判断若 LWC、MVD 等参数较为稳定且在附录 C 连续最大结冰条件规定范围内时,开始计时,10min 内若 LWC 及 MVD 值持续稳定,无较长时间(30s 以上)较大的波动,且 LWC 值处在标准值的 70% ~ 130% 之间,认为此次数据有效,方可脱离结冰云区执行脱冰程序。在执行此次任务时,若通过自然结冰气象参数监控画面判断 LWC 大于标准值的 130% 时,需试飞工程师密切关注防护表面的积冰情况,若有危险积冰需及时通知飞行员,同时判断其值是否满足间断最大结冰条件,若满足且稳定在 2min 以上则按照间断最大结冰程序执行,LWC 稳定且持续 2min 后飞离结冰云区关闭防冰系统执行脱冰程序。

间断最大结冰气象条件,飞机爬升至目标高度且未进入结冰云层前打开防冰系统,系统稳定后(以地面监控蒙皮表面温度为准)进入结冰云区,等确认已进入结冰云区后,且通过自然结冰气象参数监控画面判断若 LWC、MVD 等参数较为稳定且在附录 C 间断最大结冰条件规定范围内时,开始计时,2min 内若 LWC 及 MVD 值持续稳定,无较长时

间(20s 以上)较大的波动,且平均 LWC 值处在标准值的 70% ~ 120% 之间,认为此次数据有效,方可脱离结冰云区执行脱冰程序。

3.2 应急处理措施

自然结冰试飞属于 I 类风险科目,因此对于试飞过程中故障及特殊情况需立即采取措施,主要有以下几个方面。

(1) 防冰系统机械故障:根据系统设计要求及相关手册操作规程执行操作。

(2) 防护表面出现结冰:需立即飞离结冰区并加快飞行速度以实现脱冰。

(3) 非防护表面出现结冰:需根据结冰尺的指示并结合飞机操作性能判断是否需迅速飞离结冰区以执行相关的脱冰程序。

(4) 失速保护系统故障:结冰条件下失速保护系统出现故障失效时,需按照飞机相关操作程序迅速飞离结冰区并就近着陆。

(5) 出现发动机熄火:结冰条件下若有发动机由于冰脱落导致一侧或双侧出现熄火时,需按照相关的操作程序进行降落。

4 试飞数据处理

自然结冰条件下防冰系统的试飞数据主要包括结冰气象参数及系统工作特性参数。其中结冰气象参数主要包括 MVD 及 LWC,由于实际试飞中云层的不稳定性及非连续性,因此如何有效进行 MVD 及 LWC 的处理非常关键。而防冰系统的工作特性参数主要包括系统开启后达到稳定工作所需时间、系统稳定后蒙皮表面温度分布、结冰后系统开启时冰脱落情况。

本文结合某型民机自然结冰试飞情况,针对自然结冰试飞中结冰气象参数,根据结冰气象参数实际值选取变时间步长提出了分段等效处理 MVD 及 LWC 的方法,以更直观判断数据符合性。

图 4 及图 5 分别展示了随时间变化的水滴直径真实值及液态水含量真实值。同时按照某一时间段内数值相近的原则将整个时间段内的 MVD 及 LWC 进行数值分段等效平均处理。在图 4 及图 5 中根据等效处理后的平均 MVD 及 LWC 值,依据 CCAR25 附录 C 中连续最大结冰气象条件包线确定对应参数条件下标准的液态水含量值,同时结合本文中结冰气象条件可接受判据的准则,计算出对应液态水含量标准值的 70% ~ 130%。从图 5 中可以

看出,实际液态水含量值在 70% ~ 130% 之间或高于 130% 时表明此次穿云结冰气象参数满足要求或高于要求。若实际液态水含量值高于标准值越多,则表明此时间段内结冰强度越大,对于考核系统的

性能更为苛刻,因此试飞过程中需试飞工程师结合结冰气象参数密切关注防护表面及非防护表面的结冰情况。同时对于防冰系统试飞后的性能数据处理可结合结冰强度的大小进行综合分析评估。

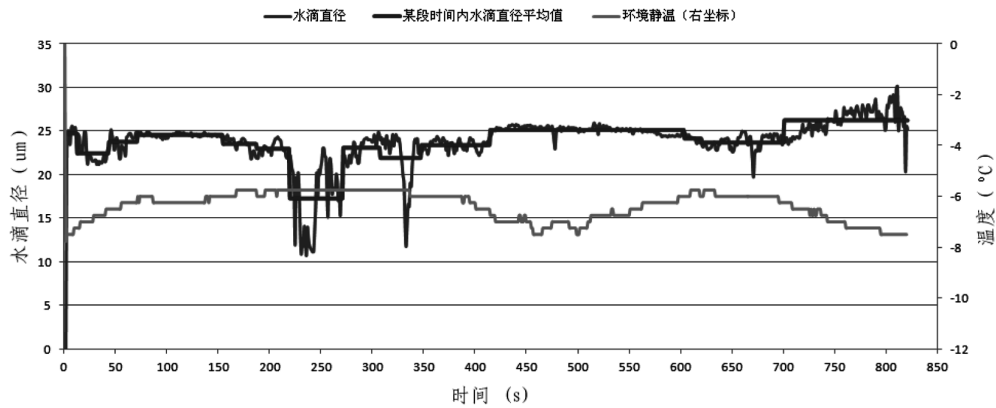


图4 某次穿云平均水滴直径参数

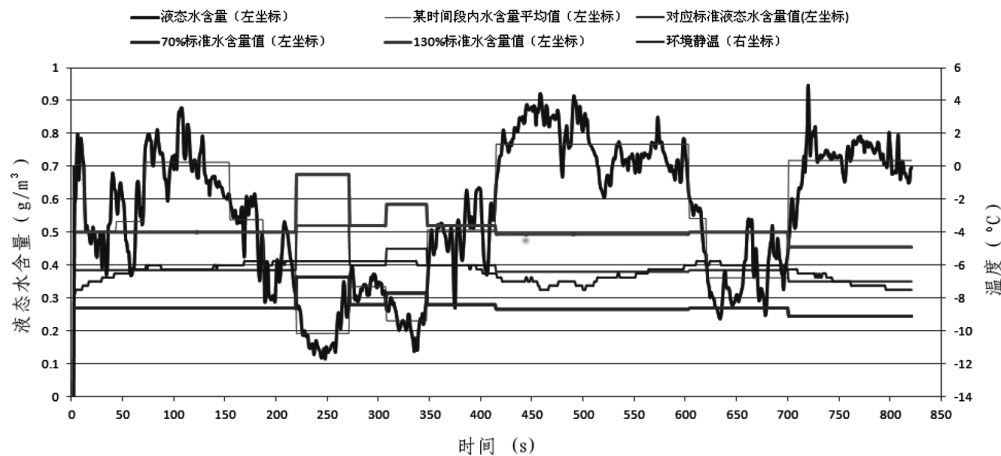


图5 某次穿云液态水含量分析

5 结论

自然结冰试飞是对防冰系统考核的最后一个关键环节,通过自然结冰试飞最终验证防冰系统的各项功能及性能是否满足设计要求,实施困难大,试飞风险高,也是适航当局十分关注的试飞科目之一。

本文结合某型民用飞机自然结冰条件下防冰系统的飞行试验,对试飞所需的测试改装工作进行了总结,并提出了一套胶接热电偶与铠装形式相结合的传感器加装方法。然后对试飞前需进行的各种安全性评估进行了总结说明,并明确了试飞中需考虑的各种构型情况,提出一套由保守到临界、循序渐进的自然结冰试飞方法。同时提出了试飞中结冰气象参数的可接受性判据,罗列出了试飞中紧

急情况并总结了其处理措施。最后针对结冰气象参数提出了分段等效处理的方法。本文研究成果将为后续其他机型自然结冰条件下防冰系统的试飞提供很好的工程参考,为相关研究的开展提供了新思路。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空总局,2001.
- [2] 毛京明,战培国. 结冰风洞结冰气象参数测量方法综述[C]//第二届近代实验空气动力学会议论文集中国空气动力学学会,2009:189-192.
- [3] AC20-73A. Aircraft Ice Protection[S]. FAA, 2006.