

民用飞机防冰系统试飞 问题探索和研究

Flight Test Reserch of Ice Protection System for Civil Aircraft

霍西恒 李革萍 王大伟 李志茂 / Huo Xiheng Li Geping Wang Dawei Li Zhimao
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

针对民用飞机防冰系统试飞,梳理了防冰系统试飞的要求和目的,提出了防冰系统测试改装方法、干空气条件及自然结冰条件试飞方法。针对自然结冰条件试飞,给出了结冰气象参数有效性判据,完成了自然结冰试飞风险评估。为防冰系统进行相关的试飞工作提供指导。

关键词:防冰;试飞;自然结冰

中图分类号:V217

文献标识码:A

[**Abstract**] About the Flight test of ice protection system for Civil aircraft, this paper puts forward the flight test requirement and objective clearly. The paper presents the refit and measurement method and flight test method for dry air and natural icing conditions. For the natural icing flight test for ice protection system, the acceptance criterion for key parameters is put out, and the flight test risk evaluation method is advised. The research can provide guidelines for the flight test of ice protection system.

[**Key words**] ice protection system; flight test; natural icing conditions

0 引言

近年来由于结冰问题所导致的航空事故逐渐增多,因此对于飞机关键部位采取结冰防护措施已显得更为必要,以防止关键部位因产生积冰而危及飞行安全。试飞作为系统符合性验证的最后一个环节,分为干空气试飞和自然结冰试飞,其中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和适航条款的要求,实施困难大,试飞风险高,是适航当局非常关注的试飞科目之一。本文中针对民用飞机防冰系统的试飞目的,探讨系统试飞的测试改装、试飞方法、结果有效性判断、风险评估等相关要求。

1 试飞目的

防冰系统试飞在验证系统设计要求的同时,还

必须满足相关条款^[1-2]的要求。

防冰系统设计验证^[3]主要包括系统的供气流量分配(热气防冰系统)、电特性参数(电防冰系统)、系统各种模式工作时防护表面的工作特性(温度分布、结冰情况)等。

防冰系统专用的适航条款为 CCAR 25.1419^[2],其明确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。且必要时还应采用下列一种或几种方法进行验证:

(1) 对部件或部件的模型进行实验室干燥空气试验或模拟结冰试验,或两者的组合;

(2) 对整个防冰系统或单独对系统部件在干燥

空气中进行飞行试验;

(3)对飞机或飞机部件在测定的模拟结冰条件下进行飞行试验。

结合上述条款的要求可以看出干空气条件下试飞及自然结冰条件下试飞对系统的符合性验证至关重要。

2 测试改装

2.1 防冰系统测试要求

机体上通常需要采取防冰措施的有翼面前缘、发动机进气道前缘、驾驶舱风挡玻璃等部位,其中翼面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。根据防冰系统相关设计要求及 CCAR 25.1419^[2]条款要求,通常无论干空气条件试飞或者自然结冰试飞,都需要针对防冰系统或者全机进行相关测试改装,以满足相关试飞科目的验证要求。

根据热气防冰系统^[4]的工作特点及设计目标,在其干空气及自然结冰试飞中,需要对供气的流量、供气管路及每段笛形内的热气温度及压力进行测量,以验证系统管路内部的供气参数是否满足设计要求。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,以更具体、量化地掌握防冰系统在某工况下的性能参数。

根据电防冰系统的工作特点及设计目标,在其干空气及自然结冰试飞中,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某工况条件下工作时防护表面的加热特性需在防护表面布置一定数量的温度传感器。

同时需要验证结冰探测系统自然结冰条件下的相关性能,例如针对磁致伸缩式结冰探测器,需通过改装测试输出其振动频率。

2.2 结冰气象参数测量及摄像要求

在防冰系统的自然结冰试飞中^[5],云层的液态水含量(LWC)及平均水滴直径(MVD)是两个非常关键的参数,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平均直径(MVD)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。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。

针对防冰系统的自然结冰试飞,由于其属于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。

3 试飞方法

3.1 干空气试飞

对于防冰系统干空气条件试飞,从验证类型^[5]上可分为:研发试飞及符合性验证试飞。其中研发试飞主要进行防冰系统功能、性能初步检查、排故试飞等,通过试飞了解系统各种构型下的状态并优化系统的构型。而符合性验证试飞则考核系统在可预期的各种运行构型下系统的功能状态、性能参数是否满足设计要求及条款的要求。

1) 试飞流程

本文针对防冰系统干空气条件的试飞提出试飞流程^[5],如图1所示。

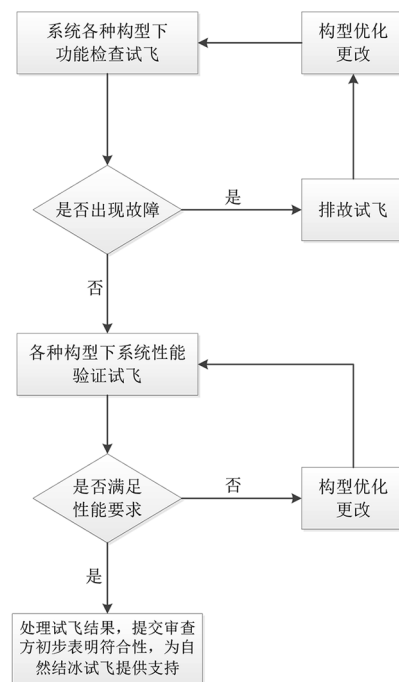


图1 防冰系统干空气条件试飞流程

2) 试飞构型

防冰系统在进行干空气条件试飞之前,需完成

系统装机后的功能检查、机上地面试验等工作,确保系统及其附件安装后的各项功能正常。为了充分验证防冰系统在各种设计构型及可预期的条件下运行时的功能是否正常、性能参数是否满足设计要求,干空气试飞过程中至少需考虑以下构型:

(1) 环境参数的考虑,由于防冰系统为被防护表面在结冰条件下提供满足要求的加热热源,因此需要考虑飞机运行过程中热天环境下防冰系统失效在开位时不会对周围的结构产生破坏性的影响;

(2) 飞机的气动构型,即考虑不同飞行阶段的襟缝翼位置,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;

(3) 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;

(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,例如电防冰系统根据不同的工作类型要求设置高位及低位运行两种;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。

3.2 自然结冰试飞

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,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。进行自然结冰试飞前需完成的工作如图 2 所示。

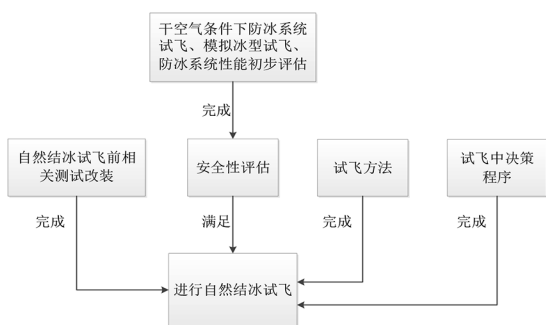


图 2 自然结冰试飞框图

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) 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;

(3) 前置试飞科目已完成,例如干空气条件下防冰系统已完功能、性能检查,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、操稳完成评估;

(4) 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) 试飞构型

适航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。也即表明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 的要求,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。

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,本文针对自然结冰条件下防冰系统的飞行试验结合某型民机提出了循序渐进、降低风险的试飞方法。

(1) 首先需要考虑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一定的有效时间(考虑系统工作后蒙皮表面温度的稳定时间)以上;

(2) 其次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,则需要验证结冰探测系统发出告警信号时自动开启防冰系统,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) 然后根据相关 AC 的要求,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;

(4)还要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。

以上每条执行完时需飞机脱离结冰云区并执行脱冰程序(由于非防护表面存在积冰)。本文中提及的试飞顺序是由最保守到最严酷的情况,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保障。

3.3 结冰气象参数有效性判据

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断标准需与飞机的审查方进行充分地沟通并取得其认可方可实施。本文中结合某型民机的自然结冰试飞,提出了试飞过程中结冰气象参数有效性决策程序如图3所示。

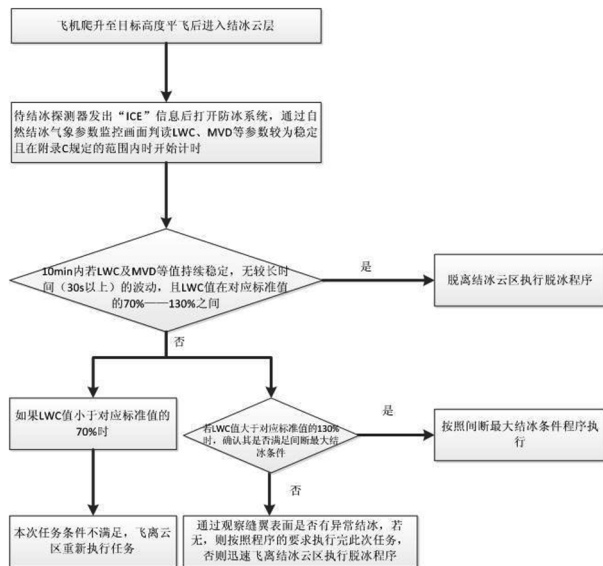


图3 自然结冰试飞结冰气象参数有效性决策程序

4 试飞风险评估

4.1 风险及原因分析

针对自然结冰试飞,可能产生风险及原因如下所示。

1)飞机丧失操纵,其原因主要包括:

(1)飞机结冰导致气动特性变差、操纵特性下降;

(2)防冰系统工作不正常或能力不足,导致防护表面出现结冰;

(3)飞机遇到过冷大水滴,气象条件超出了CCAR25部附录C中连续最大结冰定义的包线。

2)发动机损坏或熄火,其主要原因包括:

(1)发动机部件冰积聚造成的发动机工作不稳定或振动值升高;

(2)进气部件和发动机本体冰脱落造成的发动机损坏或熄火;

(3)机体冰脱落后进入发动机造成的发动机损坏或熄火。

3)APU故障或损坏,其主要原因包括:APU进气口结冰,导致EGT或滑油温度超限;

4)冰雹或雷电导致的损坏

如果进行间断最大结冰条件试飞或遇到间断最大结冰环境,飞机可能需穿越雷暴气象;

5)襟缝翼结构损伤,结冰后操纵襟缝翼可能导致襟缝翼结构损伤。

4.2 降低风险措施

1)防止飞机丧失操纵

(1)自然结冰试飞前,完成冰风洞和带冰形的风洞试验数据分析,完成干空气条件下防冰系统的地面试验及试飞、干空气条件下临界模拟冰型试飞,初步评估防冰系统能力及飞机带模拟冰型时的操稳特性;

(2)自然结冰试飞机组熟悉飞机防冰系统工作特性和结冰条件的机组操作程序,熟悉冰污染操纵特性,熟悉机翼失速和平尾失速改出程序;

(3)加装摄像头,进行重要部位结冰情况监控,监控防冰系统的主要参数、防护表面和未防护表面结冰状态;

(4)座舱加装辅助飞行仪表,显示迎角、侧滑角和过载等重要参数;

(5)起飞前,试飞机组充分熟悉掌握结冰空域范围、高度和天气变化情况,飞机待机飞行过程中每隔5min飞行完成小幅度的操稳检查,确定飞机响应正常后继续待机飞行;

(6)实时监控云中液态水含量、水滴直径和云层温度。在防冰系统自然结冰试飞中,结冰气象条件控制在间断最大结冰包线内。

2)防止发动机损坏或熄火

(1)自然结冰试飞前,应完成地面发动机吞冰能力验证试验评估、短舱防冰能力评估;

(下转第65页)

参考文献:

- [1] FAA. Amendment 25-102: transport airplane fuel tank system design review, flammability reduction, and maintenance and inspection requirements[Z]. 2001-5.
- [2] FAA. Amendment 25-125: Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes [Z]. 2008-7.
- [3] FAA. AC 25.981-1C, Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines[Z]. 2008-9.
- [4] FAA. SFAR No. 88. Fuel Tank System Fault Tolerance E-

valuation Requirements[S]. 2002-12.

- [5] 丁朱寅. SFAR88 适航限制项目与持续适航文件制定方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012 增刊:57-60.
- [6] 中国民用飞机航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [7] FAA. Notice NO. 14-09 Transport Airplane Fuel Tank and System Lightning Protection [Z]. 2014-12.
- [8] Boeing. Boeing 757 Maintenance Planning Data[Z]. 2009-5.

(上接第 44 页)

(2) 完成自然结冰条件下短舱防冰系统试飞后, 再进行连续最大自然结冰条件下 45min 待机的性能操稳试飞;

(3) 试验过程中若发动机振动值超过限值则必须密切关注, 对于非试验发动机当振动值超过限值时需执行脱冰程序;

(4) 试飞机组熟悉发动机空起程序, 熟悉单发操作以及单发着陆程序;

(5) 加装摄像头, 对发动机前段区域进行监控, 结合视频, 参加试飞的相关人员应加强对于自然结冰试飞过程中发动机参数异常的判断能力;

(6) 在结冰区域飞行时, APU 发电机处于接通状态, 作为主发动机的应急备份电源;

(7) 试飞中发动机若出现异常, 航后应按规定进行孔探检查。

3) 防止 APU 故障或损坏

(1) 脱离结冰区, 爬升或下降到非结冰区域;

(2) 如果 APU EGT 超限, 手动关闭 APU;

(3) 如果 APU 滑油温度超限, 手动关闭 APU。

4) 防止冰雹或雷电导致的损坏

(1) 飞机距雷暴区至少保持 20n mile;

(2) 气象雷达正常工作, 确保飞机不在黄色或红色区域工作;

(3) ATC 监控, 避免飞机在可能的雷暴区域工作。

5) 防止结冰引起飞机襟缝翼故障和结构损伤

(1) 停止试飞动作, 通过监控视频或上机人员观察判断飞机襟缝翼位置;

(2) 执行脱冰程序。

6) 其它

(1) 自然结冰试飞机场净空条件良好, 通讯、导

航设备、备降场设备齐全;

(2) 加强飞行前检查并完成地面除冰, 严禁飞机带霜、雪起飞;

(3) 在进入结冰云区后, 试飞机组调出防冰系统简图页, 实时观察确保系统工作正常, 飞行员要密切注意结冰告警信号, 确保按要求打开防冰系统;

(4) 在进入结冰云区后, 要求机组根据目视结冰标尺判断飞机结冰情况, 从而决定是否需要立即脱离。

4.3 应急处置程序

飞机满足规定的结冰厚度后, 或者出现异常情况时, 应尽快离开结冰区。

5 结论

本文针对民用飞机防冰系统试飞, 明确了系统试飞要求和目的, 提出了防冰系统测试改装要求、干空气条件及自然结冰条件试飞方法。针对自然结冰条件试飞, 提出了结冰气象参数有效性判据, 以及自然结冰试飞风险评估。为防冰系统干空气及自然结冰试飞提供了指导。

参考文献:

- [1] AC20-73A, Aircraft ICE Protection[S] 2006, 08, 16.
- [2] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 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, 2009.
- [3] 霍西恒, 王大伟, 李革萍, 等. 某型客机机翼防冰系统性能验证研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 4: 13-16.
- [4] 裘燮纲, 韩凤华. 飞机防冰系统(第一版)[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [5] 霍西恒, 王大伟, 李革萍, 等. 民机防冰系统自然结冰试飞技术研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014, 1: 15-29.