

民机风挡防雾试飞环境分析

Analysis of Flight Test Environment for Civil Aircraft Windshield De-fog

白 斌 王向转 李志茂 / Bai Bin Wang Xiangzhuan 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:

针对民机风挡防雾在 § 25.773(c) 符合性验证过程中试飞试验环境条件过于宽泛的问题, 通过分析机上风挡玻璃结雾的环境条件, 确定了风挡防雾验证时的严酷条件高湿热环境(19g 水/kg 干空气, 温度 40℃)。对于高湿热条件在自然界难以实现的问题, 提出了等湿降温 and 等设计保障等级两种不同的防雾试飞环境条件拓宽方式, 并分别在标准大气焓湿图、相对湿度-环境温度图上给出了两种方式确定的风挡防雾试飞环境范围。通过这两种方式确定的风挡防雾试飞环境, 已成功应用在某型号飞机风挡防雾试飞的适航符合性验证工作中。事实证明其是一种有效的试验环境拓宽方法。对风挡防雾试飞操作方式也进行了分析。

关键词: 风挡防雾; 试飞试验; 等湿降温; 等设计保障等级

中图分类号: V217

文献标识码: A

[Abstract] This paper solves the problem that is met during civil aircraft windshield de-fog performance certification phase. As the environment defined in § 25.773(c) is too general to conduct windshield de-fog flight tests, a high temperature with high humidity(19g water/kg dry air, ambient temperature 40℃) is introduced as the critical case for windshield de-fog flight test after analyzing the principle of fogging on aircraft windshield. The paper proposes two different methods to define the de-fog flight test environment, hold humidity while drop temperature, or hold guaranteed class for system designing, as the dedicated high temperature with high humidity is hardly to meet in ambient air. Applicable curves for flight test are plotted on standard atmosphere enthalpy and humid chart, relative humidity-environment temperature chart respectively. The curves have been proved feasibly by other type aircrafts de-fog flight test, and the curves could be used to find an appropriate environment for civil aircraft windshield de-fog flight test. Flight test method for windshield de-fog is also discussed in this thesis.

[Key words] windshield de-fog; flight test; hold humidity while drop temperature; hold guaranteed class

0 引言

飞行过程中若风挡玻璃内表面温度低于驾驶舱内空气露点温度时, 在风挡玻璃内表面形成雾, 低于 0℃ 时形成霜^[1]。CCAR-25 中 § 25.773(c)^[2] 要求“飞机必须具有在其预定运行的所有内外环境条件(包括降水)下, 防止风挡和窗户玻璃内侧在提供本条(a)规定视界的范围上起雾的措施”。风挡防雾采用加热风挡玻璃内表面, 使其温度高于环境

露点温度。军机一般采用射流热空气加热风挡玻璃内表面, 民机则采用电加热方式。对于 § 25.773(c) 中风挡玻璃防雾视界范围最低要求, 可参考 AC-25.773^[3] 进行设计。

风挡防雾性能需通过飞行试验验证, 但无法通过飞行试验覆盖“其预定运行的所有内外环境”, 需选择典型、严酷的试验试飞环境, 并结合计算分析表明系统性能对适航条款的符合性。试飞试验环境的选择直接关系到试飞科目的成败、试飞架次数

量及系统性能验证的充分性。

1 试飞环境及试飞方法

1.1 试飞试验环境

风挡玻璃内表面是否结雾取决于风挡玻璃内表面温度和驾驶舱空气露点温度。

空气所能容纳水汽的含量随温度的升高而增加,因此高露点经常出现在高温且毗邻水域的地区,即所谓的高湿热环境^[4]。

驾驶舱露点温度反映驾驶舱空气的含湿量^①。驾驶舱内空气湿气由空调引气和人员呼吸产生。空调系统引气分成冷热两路。高压热空气经热交换器,由冲压空气冷却,经空气循环机(ACM)涡轮膨胀降温,再通过水分离器分离冷凝水,进行除湿。由冷凝器出来的冷空气进入混合腔与高压热空气混合后,供入驾驶舱和客舱,原理如图1所示。民航空调系统设计中,湿度最大的条件为19g(水)/kg(干空气)(环境温度40℃)。人员呼吸引入的湿气相对比较固定,主要与驾驶舱人员数量有关。

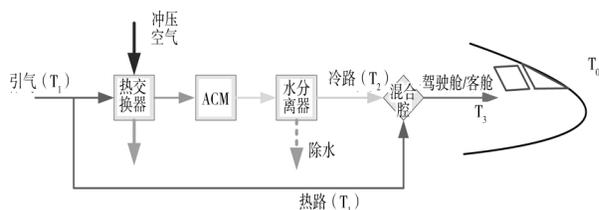


图1 空调引气示意图

1.2 试飞方法

在试飞过程中,为验证防雾性能,需先使风挡玻璃内表面结雾,然后开启防雾系统,验证防雾性能。试飞过程中关闭一侧的风挡加温系统,并在高空低温环境中长时间巡航,待风挡玻璃冷浸透后,快速下降到高温、高湿环境。此时由于风挡玻璃热惯性,风挡玻璃内表面的温度仍维持在较低温度状态,在合适的试验环境条件下,风挡玻璃内表面温度会低于环境露点温度,风挡玻璃内表面将发生结雾现象。此时开启风挡加温系统加热功能后,即可验证系统防雾性能。

为增加驾驶舱内空气湿度,在快速下降到高空后,可使用空调系统应急通风向舱内供气。应急通风打开后,外界大气不经空调系统除湿,直接进入飞机舱内。

2 系统试飞

湿度19g(水)/kg(干空气)(环境温度40℃)在自然界中很难遇到,风挡防雾试飞试验受到气象条件的限制,很难开展。某型号飞机空调系统高温试验曾转场多地,寻求高湿热环境。

2.1 等湿降温

根据图1所示,驾驶舱温度设定点为 T_3 (热天时,航线上一般为24℃),当外界大气温度 T_0 越低(飞行中 $T_0 < T_3$),风挡玻璃加热膜对外散热越多,对内表面防雾越不利。与此同时,外界大气温度的降低,经过水分离器的空气量相对减少,从而空调除湿量减少。因此保持绝对湿度不变,降低外界环境温度对于防雾性能验证是一种比较严酷的环境,可采用等湿降温这种方式确定试验环境条件。

保持绝对湿度19g(水)/kg(干空气)不变,自40℃起,降低环境温度,根据标准大气焓湿图,如图3(a)所示^[5],可得表1状态点。

表1 等湿降温条件下温度-相对湿度

温度(℃)	41	40	39	38	37	36	35	34	33
相对湿度	42%	43%	44%	45%	48%	51%	54%	56%	60%
温度(℃)	32	31	30	29	28	27	26	25	24
相对湿度	63%	67%	70%	75%	80%	85%	90%	95%	100%

在某一温度下,当空气湿度不小于表1中对应的相对湿度即可进行试飞试验,比如在35℃时,相对湿度不小于54%,即可进行试飞试验。采用此种方式,可将环境温度由40℃扩充到24℃以上且湿度满足要求即可。

2.2 设计保障等级

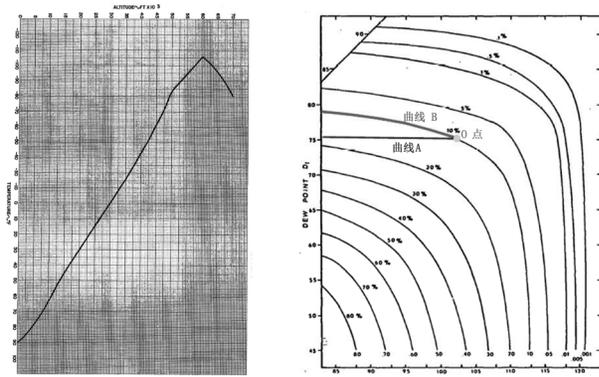
MIL-T-5842B^[6]中给出了风挡防雾设计的环境曲线,如图2所示。图2曲线是美国海军用飞机风挡防雾设计标准。从图中可看出:

(1)40℃且绝对湿度19g(水)/kg(干空气),即为图2(b)中的O点,其在10%设计保障线上;

(2)“等湿降温”即从O点沿露点温度24℃不变,降低环境温度,即曲线A(Curve A);

(3)防雾试飞环境也可采用第二种拓宽方式,沿10%等级线降低温度,即曲线B(Curve B)。

① 含湿量是指湿空气中与1kg干空气同时并存的水蒸气量。含湿量愈大,露点温度越高,风挡玻璃内表面更易结雾。



(a) 高度-大气温度 (b) 露点温度-干球温度
图2 MIL-T-5842B定义的防雾系统设计包线

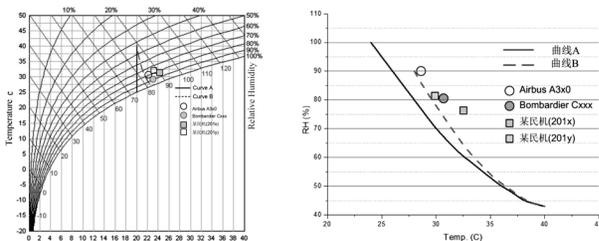
2.3 对比分析

对比方式一“等湿降温”和方式二“等保障等级”确定的曲线,可知:

(1) B曲线的试验环境要求湿度条件更高。比如在85°F(29.4℃)条件下,曲线A对应露点温度78.5°F(24℃),曲线B对应78.5°F(25.8℃),曲线B要求的环境湿度更高;

(2)从设计保障等级上看,在85°F时,采用曲线A能保障82%,而采用曲线B,则保障90%,因此B曲线更严格。

图3(a)给出了标准空气的焓湿图上,采用“等湿降温”和“等保障等级”两种方式得到的曲线A和B,曲线的右上方环境条件可进行试飞试验;图3(b)给出相对湿度-环境温度图上采用“等湿降温”和“等保障等级”两种方式得到的曲线A和B,曲线的右上方的环境条件可进行风挡防雾试飞试验。



(a) 标准大气焓湿图 (b) 相对湿度-温度曲线
图3 风挡防雾试飞环境曲线

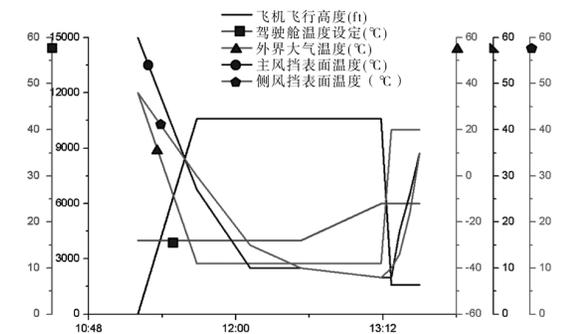
3 试飞试验

表2给出了空客和庞巴迪等飞机制造厂商的四个型号飞机,在进行风挡玻璃防雾试飞试验时的地面环境条件。风挡除雾试飞试验环境均在40℃以下,但都在曲线A和B规定的试验环境内。

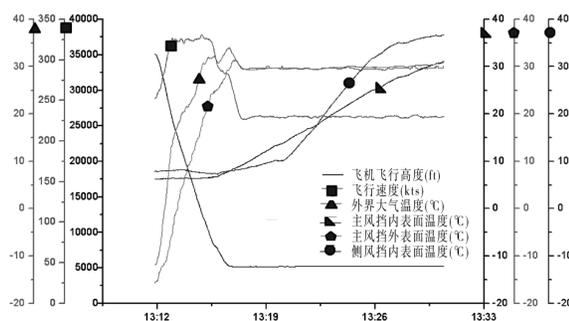
表2 风挡防雾试飞试验环境状态点

型号飞机	地面环境		状态点分析	
	温度(℃)	相对湿度	绝对湿度(g水/kg干空气)	露点温度(℃)
空客 A3x0	30	>80%	21.5	26
庞巴迪 Cxxx	28	89%	21.5	26
某民机(201X)	32	80%	24	28
某民机(201Y)	30	82%	22	27

某型号飞机成功实施了风挡防雾试飞(表2中“某民机(201Y)”)。飞机13:16下降到5200ft高度后,使用应急通风,驾驶舱内湿度由10%~14%迅速增加到30%~34%,此时驾驶舱温度约28℃,露点温度为12.5℃。由于风挡玻璃高空冷浸透及玻璃的热惯性,其内表面温度此时为8℃,风挡玻璃内表面迅速结雾。13:20时风挡玻璃内表面温度为11℃,此时打开风挡加温系统后,温度迅速加热至13℃以上,此时玻璃内表面温度(13℃)高于露点温度(12.5℃),雾气消失。图4(a)给出试飞的剖面曲线。图4(b)给出了快速下降过程及下降后风挡玻璃表面温度变化趋势。试飞过程中,风挡玻璃结雾和除雾后对比如图5所示。



(a) 飞行剖面



(b) 快速下降

图4 风挡防雾试飞剖面及玻璃表面温度

(下转第67页)

金资助,实施本系列第三项属行业级民机技术应用研究的预研项目,开展设计方法应用研究,以提供驾驶舱内饰、照明系统设计优化,系统指标分解以及评估指标与规范等产品研发工具。

该系列化预研项目取得了丰硕的研究成果,在“系列化预研项目课题层次无缝串行推进”民机预研模式进行项目管理的实践中积累了经验,更重要的是为大型民机技术预研和产品研发培养了20多名驾驶舱专业技术骨干。

5 结论

(1)我国民机预研项目存在的“缺失正确的需求针对性”、“预研项目实施不得力”和“研究成果可用性不高”三类常见问题,严重制约民机预研发挥对民机产品研究的引领和支撑重要作用。

(2)针对民机预研项目存在的三类常见问题,本文提出的“建创新知识库助正确需求牵引”、“组综合项目团队主预研高效实施”和“抓技术成熟度评估促研究成果应用”三项对策,理念先进、依据充分、切合实际、合理可行。

(3)在民机驾驶舱技术领域三个系列化预研项目立项和实施中实际运用本文切中时弊提出的三项

对策,取得了突破制约民机预研引领和支撑民机产品研发的瓶颈,高效出成果,出人才并开创一种“系列化预研项目无缝串行推进”预研模式的良好效果。

(4)本文提出的三项对策及其成功实践,基于对民机预研性质、任务、原动力和取得成功必要前提的正确认识,可供民用飞机各技术领域和其他产业的预研项目借鉴。

参考文献:

- [1]张虹,等. 航天预研项目各阶段质量工作探讨[J]. 质量与可靠性,2014,4:30-34.
- [2]乐云,蒋卫平. 大型复杂项目系统性控制五大关键技术[J]. 项目管理,2010,2.
- [3]王立新. 航空预研及其科学管理[J]. 航空科学与技术,1998,5:35-37.
- [4]白思俊. 现代项目管理[M]. 北京:机械工业出版社,2010.
- [5](美)项目管理协会. 项目集管理标准[M]. 第2版. 北京:电子工业出版社,2009
- [6](德)汉斯-亨利奇·阿尔特菲尔德著,唐长红等译. 商用飞机项目—复杂高端产品的研发管理[M]. 北京:航空工业出版社,2014.

(上接第50页)



(a) 内表面结雾



(b) 除雾后

图5 风挡玻璃内表面结雾及除雾对比

5 结论

本文提出的风挡除雾试飞环境分析及拓宽方式已经应用在某型号民机的试飞试验,其可指导运输类飞机进行风挡防雾试飞试验。经实践证明可有效解决飞机风挡防雾试飞过程中环境条件选择问题。

引用文件:

- [1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第15分册:生命保障和环控系统的设计[M]. 北京:航空工业出版社,1999.
- [2]中国民用航空局. CCAR-25R4 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,2009.
- [3]FAA. AC 25.773-1 Pilot Compartment View Design Considerations[S]. 1993.
- [4]SAE. SAE AIR 1168/4 Ice, Rain, Fog, and Frost Protection[S]. 1990.
- [5]薛殿华. 空气调节[M]. 北京:清华大学出版社,1990.
- [6]MIL-T-5842B Transparent Areas on Aircraft Surface (Windshields and Canopies), Rain Removing and Washer System for, De-Frosting, De-Icing, Defogging, General Specification[S]. 1985.