

某型飞机风挡加温系统地面试验研究

瑚洋*, 党琦, 常红亮

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 应用试验台完成了某型飞机风挡加温系统的地面试验, 对加温过程中风挡玻璃内外表面温度进行测量, 并进行了传热分析。该试验将安装有风挡玻璃的机头放置于高空模拟舱内, 相比传统玻璃加温试验更为直观和充分, 能够有效验证系统性能。试验结果表明: 风挡玻璃加温功率及加温均匀性满足系统要求, 加温控制规律合理。

关键词: 风挡; 加温系统; 试验; 表面温度

中图分类号: V216.5 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 03-0067-4

飞机在结冰气象条件下飞行时, 其风挡玻璃因为云层中的过冷水滴撞击会发生结冰现象。风挡玻璃内表面温度等于或低于座舱空气的露点时会出现结雾现象。风挡的结冰结雾, 对飞行安全, 特别是着陆时的安全危害很大。因此一些军用飞机的风挡或负有一些特殊使命的透明窗口都安装有风挡加温装置, 防止风挡外表面结冰及内表面结雾^[1-3]。

风挡加温系统的设计关键在于掌握风挡玻璃的瞬态加温特性, 合理控制风挡的加温速度, 减少热冲击^[3]。针对某型飞机的风挡加温系统, 通过试验的方法来验证系统的加热功率是否足够, 加温控制规律是否合理, 同时测量了防护区域风挡玻璃内外表面温度, 并进行了传热分析。

1 试验件

飞机风挡加温系统由加温控制器、风挡玻璃以及连接电缆组成。风挡玻璃采用电加热方法, 在玻璃内镀一层电加热膜, 采用强、弱两种不同的功率为风挡加热。

安装有风挡玻璃的机头试验件放置于高空模拟舱内, 试验原理如图1所示。打开模拟舱供气管路活门, 调节模拟舱内环境温度和压力, 调节驾驶舱供气管路入口流量, 并保持驾驶舱内环境温度和相对湿度在一定范围内, 风挡加温系统开始工作后通过模拟舱内设置的视频监视设备实时记录风挡玻璃的除雾状态, 数据采集系统采集并记录试验数据。前

风挡玻璃内外表面各设置15个温度测试点, 通风窗和侧风挡均在玻璃内表面设置9个温度测试点, 如图2所示, 每个测温

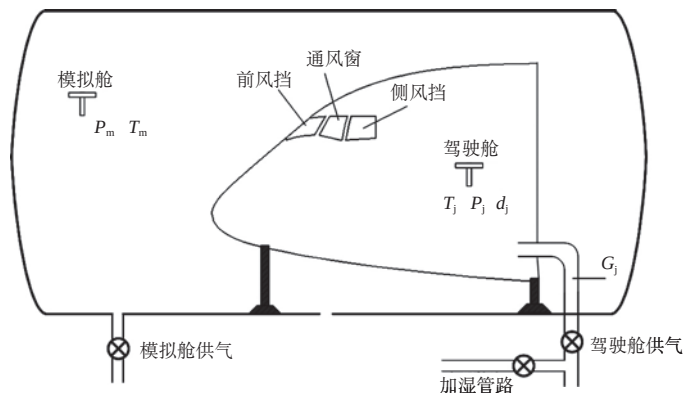


图1 试验原理图

Fig. 1 Test schematic diagram



图2 温度测试点

Fig. 2 The temperature of test point

收稿日期: 2013-04-18; 退修日期: 2013-11-09; 录用日期: 2014-02-28

*通讯作者. Tel.: 029-86832746 E-mail: hai.andriy@gmail.com

引用格式: HU Yang, DANG Qi, CHANG Hongliang. Research on ground test of aircraft windshield heating system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(03): 67-70. 瑚洋, 党琦, 常红亮. 某型飞机风挡加温系统地面试验研究 [J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 67-70.

点的温度使用固定在玻璃表面的贴片式温度传感器来测量,最大可能的减少导热误差。试验所用的电加热风挡为多层复合玻璃,图3显示了前风挡玻璃的剖面结构。

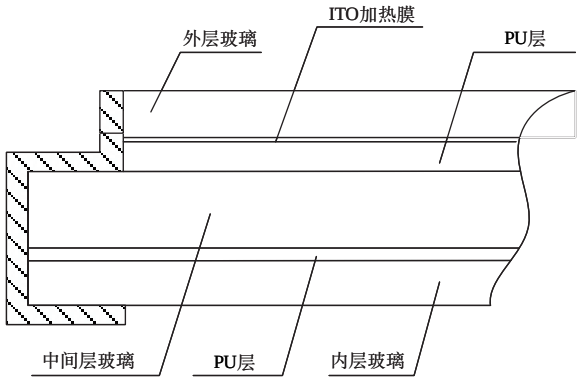


图3 风挡玻璃剖面图
Fig.3 The section of windshield

2 试验条件

飞机风挡加温系统设计了两种工作模式,其不同模式下的加热功率及控制温度见表1。

表1 加热功率及控制温度
Table 1 Heating power and controlling temperature

防护部位	防护要求	加热功率/(W/m ²)	控制温度/℃
前风挡	防冰除雾	8000	43
	防雾	5000	32
通风窗	防雾	1000	32
侧风挡	防雾	1000	32

试验条件选取如下:

- (1) 驾驶舱供气流量为1200kg/h;
- (2) 驾驶舱内环境温度为21~32℃,相对湿度不低于80%;
- (3) 高空模拟舱环境温度为-35℃(状态1)、-10℃(状态2)和0℃(状态3);
- (4) 试验环境压力为标准大气压。

3 试验结果分析

3.1加温控制规律

试验中记录了不同试验状态下,风挡玻璃加温到控制温度所用的时间,见表2。前风挡弱加温、通风窗和侧风挡正常加温过程中,随着环境温度升高,玻璃升温至目标值的时间减少,但是前风挡强加温至目标值的时间随环境温度升高反而增加。

飞机风挡加温控制是控制器根据玻璃温度与加温目标值之间的差距,不断修正加热占空比,越接近控制温度,电加热膜

表2 加温时间
Table 2 Heating time

试验状态	加温时间/s			
	前风挡弱	前风挡强	通风窗	侧风挡
状态1(-35℃)	267	59	698	690
状态2(-10℃)	180	60	510	510
状态3(0℃)	91	97	354	309



(a) 初始状态



(b) 内表面起雾



(c) 除雾结果

图4 前风挡起/除雾过程

Fig.4 Fogging/demist process of front windshield

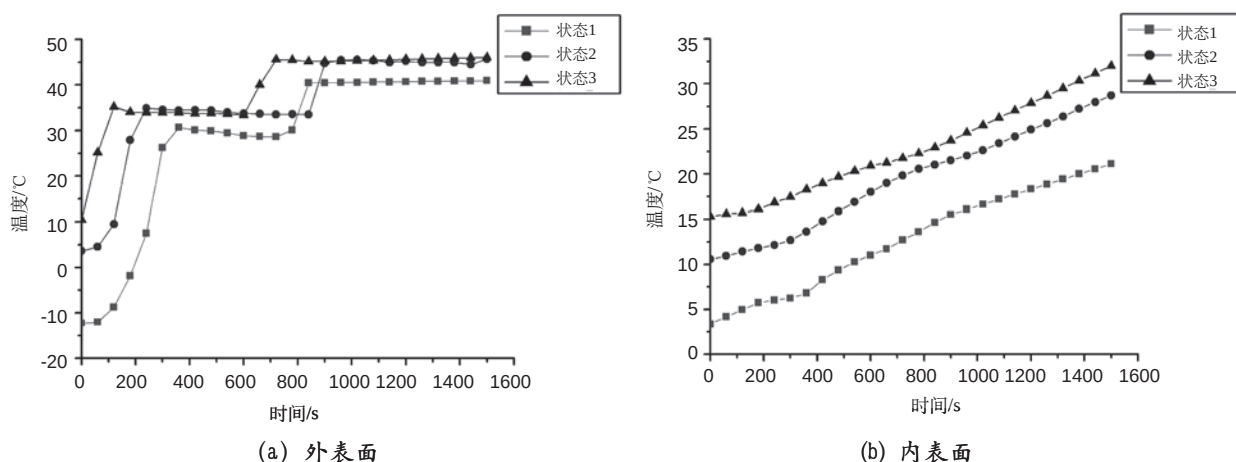


图5 前风挡表面温度随时间变化曲线

Fig.5 The change curve of front windshield's surface temperature over time

的加温功率越小,因此在整个玻璃升温过程中,电加热膜的加温功率呈现阶梯型动态变化。当玻璃加温功率很大即前风挡强加温时,玻璃温度会迅速上升到目标值附近,状态3与目标值的差距相比状态1小,此时根据加温控制规律,状态3实际加温功率偏小,造成其加温到目标值的时间比状态1增加。这种逐级加温的控制方式虽然会造成加温到达目标值的时间变长,但它大大减少了对玻璃的热冲击,可以有效减少风挡爆裂现象,延长其使用寿命,极大提高了整个系统的可靠性和安全性。

3.2 防除雾性能

以试验中最严酷的状态1为例,验证风挡加温系统的防除雾性能。图4显示了驾驶舱内摄像头记录下的前风挡玻璃结雾、除雾以及防雾的全过程。显然,风挡加温系统的防除雾性能满足设计要求。

3.3 前风挡玻璃传热分析

图5给出了不同高空模拟舱环境温度下,前风挡外表面和内表面温度随时间变化曲线。

从图5(a)中可以看出,在不同的环境温度下,整个加温过程中前风挡外表面的升温趋势相同。比较状态1、状态2和状态3的温度曲线,随着环境温度的升高,前风挡外表面初始温度变大,因此加温到相同温度的时间缩短,这与表2中的数据是一致的。通过对比还可以看到,在整个加温过程中前风挡外表面温度都存在两个相对稳定的阶段,并且这个阶段中三条曲线对应的温度值非常接近,说明环境温度对玻璃外表面升温趋于稳定后的温度值影响不大。

观察图5(b),前风挡内表面温度并没有像图5(a)那样呈现明显的阶梯型变化,反而近似于线性增长。不同环境温度下,内表面升温速率基本一致。以状态1为例,图5(a)中

850s后外表面温度已经趋于平稳,而图5(b)中内表面温度1500s后仍在继续上升。显然由于前风挡电加热膜靠近玻璃外表面,同一时间段内,热量向外传递的较多,外表面升温很快达到平衡。

根据GJB中的相关规定,本试验对前风挡玻璃的加温均匀性进行了考察。对于外表面,加温初期测试点之间的温差较小,随着弱加温进行,最大温差在较短时间内迅速增加后回落,保持在一个相对平稳的值,当强加温开始时,最大温差又迅速增长。对于内表面,整个加温过程中测试点最大温差一直处于平稳下降趋势。在整个加温过程中,前风挡玻璃最大温差未超过11℃,加温均匀性满足设计要求。

3.4 通风窗和侧风挡玻璃表面热分析

图6给出了不同高空模拟舱环境温度下,侧风挡和通风窗的内表面测试点温度随时间变化曲线,可以看出这两块玻璃内表面加温趋势基本一致。由于侧风挡和通风窗的加温功率与前风挡相比很小,因此经过预加温后侧风挡和通风窗玻璃内表面温度平稳上升,并没有出现短时间内的迅速升高,符合防雾玻璃的加热特性。

4 结论

通过对某型飞机风挡加温系统地面试验研究,得到风挡玻璃内外表面在加热过程中的温度变化规律,验证了系统的防除雾性能。根据风挡玻璃在试验过程中的不同测试点温度的比较,证明玻璃加温均匀性满足GJB的技术要求,试验中得到的数据对以后的飞机风挡防除冰系统设计具有一定的参考意义。

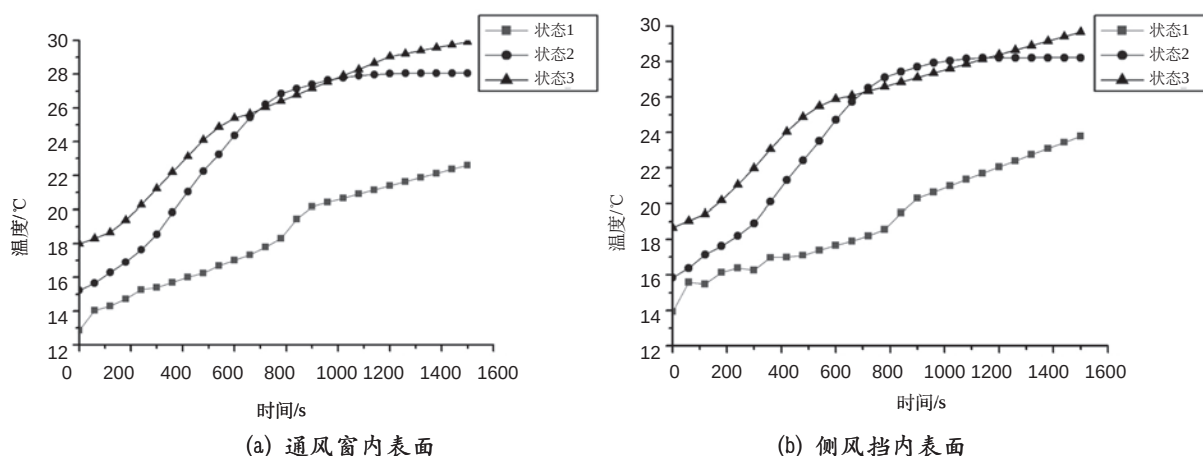


图6 通风窗和侧风挡表面温度随时间变化曲线

Fig.6 The change curve of ventilation window and side windshield's surface temperature over time

参考文献

- [1] 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aircraft Anti Icing System[M]. Beijing: Aviation Professional Teaching Materials Editing Group, 1985. (in Chinese)
- [2] 韩风华, 左颜声, 李东亮. 飞机风挡防冰热载荷计算[J]. 航空学报, 1995, 16(1): 33-37.
HAN Fenghua, ZUO Yansheng, LI Dongliang. Aircraft windshield anti icing thermal load calculation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(1): 33-37. (in Chinese)
- [3] 林丽, 常红亮. 风挡玻璃瞬态加温特性研究[J]. 飞机工程, 2012, (1).
LIN Li, CHANG Hongliang. Research of windshield transient heating characteristic[J]. Aircraft Engineering, 2012, (1). (in Chinese)

作者简介

瑚洋(1985—) 女, 助理工程师。主要研究方向: 飞机防除冰系统的设计与研究。

Tel: 029-86832764

E-mail: hai.andriy@gmail.com

Research on Ground Test of Aircraft Windshield Heating System

HU Yang*, DANG Qi, CHANG Hongliang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: Ground test of an aircraft windshield heating system was done on the FAI's high altitude simulated test module. The outer and inner surface temperature of the windshield was measured in real time and unsteady heat transfer analysis was done. The nose of the airplane with windshield was placed in the test module to simulate the real flight condition. The results of the test verify that the uniformity and the quantity of the power fulfill the system requirement, and the heating law is reasonable.

Key Words: windshield; heating system; test; surface temperature

Received: 2013-04-18; Revised: 2013-11-09; Accepted: 2014-02-28

* Corresponding author. Tel: 029-86832764 E-mail: hai.andriy@gmail.com