

民机货舱内饰设计特征的抗火焰烧穿试验方法

Test Method of Resist-flame Burnthrough about the Civil Aircraft Cargo Compartment Lining Design Features

霍颖 曹雄强 孟庆功 吕军 / Huo Ying Cao Xiongqiang Meng Qinggong Lü Jun
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

概括了货舱内饰的三类设计特征,进而给出关于这三类设计特征的抗火焰烧穿的试验方法,弥补了以往抗火焰烧穿试验只针对货舱内饰材料的不足,供国内民机货舱内饰设计参考。

关键词:货舱内饰;设计特征;抗火焰烧穿

中图分类号:V225+.2

文献标识码:A

[Abstract] This article summarizes three types of cargo compartment lining and presents the test method of resist-flame burnthrough on the design features. The test method can make up the deficiency of the domestic previous civil aircraft cargo compartment lining resist-flame burnthrough test, which is only about material test. The method can provide useful reference for domestic civil aircraft cargo compartment lining design.

[Key words] cargo compartment lining; design feature; resist-flame burnthrough

0 引言

民用飞机的“C”级货舱大多位于客舱下方,用于存放旅客行李、邮件等,有可能夹杂可燃物品,一旦发生火灾将危机客舱内旅客的生命安全。所以适航规章规定“C”级货舱的内饰须具备“火焰包容”能力,即需要满足CCAR25.855(c)条款的抗火焰烧穿要求。^[1]国内以往进行的货舱内饰抗火焰烧穿试验仅限于货舱内饰材料本身,未考虑货舱内饰设计特征对抗火焰烧穿试验的影响,无法表明货舱内饰的装机结构对适航条款的符合性。本文主要对货舱内饰设计特征的抗火焰烧穿试验方法进行介绍,供国内民机货舱内饰设计参考。

1 货舱内饰概述

1.1 货舱内饰的分布

民用飞机的“C”级货舱大多位于机身的下腹

部,一般有2~3个:前货舱、中货舱和后货舱,用以装载散装货物或者集装箱货物。图1所示为飞机上有2个货舱的分布情况。

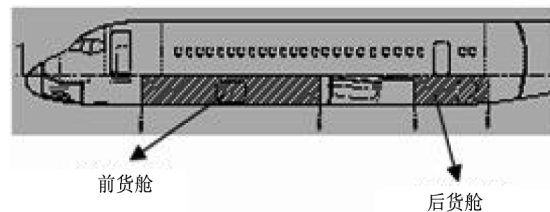


图1 货舱在民机上的布置

货舱内饰主要包括:货舱天花板、货舱前/后端板、货舱侧壁板和货舱门内饰(位于货舱门上)等,具体分布如图2所示。货舱内饰和货舱地板围成的区域构成货舱,用于载装货物。

1.2 货舱内饰的安装结构

根据货舱内饰的维修性、可靠性等设计要求,一般根据飞机机身结构,将内饰板设计成大小适中

的零件,通过金属连接支架和紧固件将内饰板与机身结构相连。货舱内饰板的材料最常用的是“玻璃纤维增强酚醛层压板”(简称层压板)和“NOMEX 蜂窝芯的玻璃纤维面板”(简称蜂窝板)。

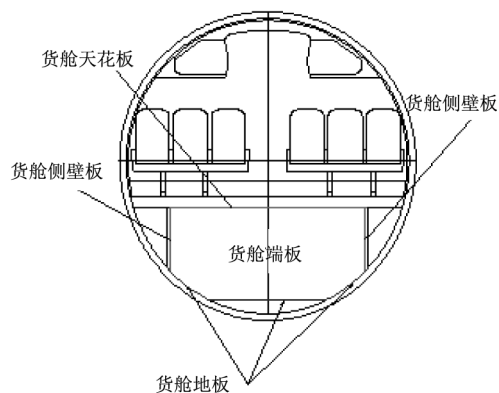


图2 货舱内饰在飞机上的分布

层压板以其重量轻,耐冲击性好被广泛应用在民机货舱内饰的设计中(如波音飞机、麦道飞机)。层压板的典型搭接安装结构:两块相邻货舱内饰板搭接后,通过紧固件、密封材料和金属连接支架安装在飞机机身结构上,如图3所示。

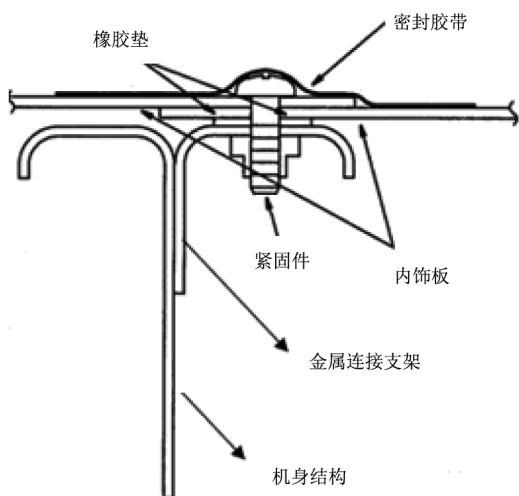


图3 层压板的典型搭接安装结构

蜂窝板因其安装方便、刚性较好被大量应用在民机货舱内饰的设计中(如空客飞机)。蜂窝板的典型对缝安装结构:两块相邻的货舱内饰板间留有一定的缝隙,通过紧固件和密封材料安装在飞机机身结构上,如图4所示。

1.3 系统设备在货舱内饰板上的安装结构

为了满足货舱的各项功能,在货舱内饰板上一般安装有以下设备:烟雾探测器、货舱灯、灭火喷嘴、压力平衡阀、通风阀组件和监控器等。这些设

备在安装时,需要在货舱内饰板上开口,烟雾探测器在货舱内饰板上的安装结构如图5所示,其他设备类似。

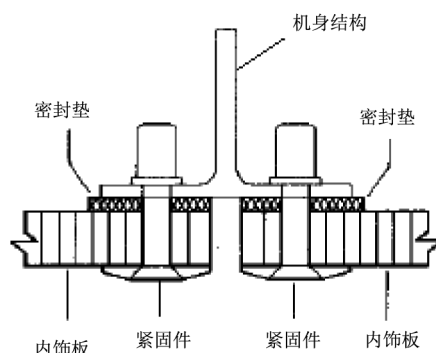


图4 蜂窝板的典型接缝安装结构

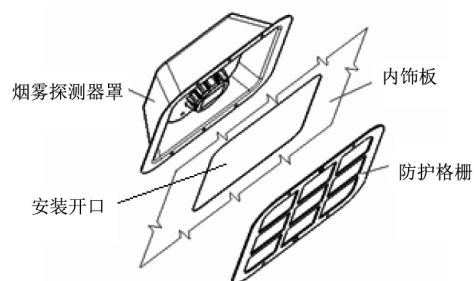


图5 设备在货舱内饰板上的安装结构

1.4 货舱内饰的设计特征

根据货舱内饰(包括安装在其上设备)的安装结构,设计特征主要包括以下3方面。

- (1) 搭接/接缝特征:相邻货舱内饰板之间的安装结构特征;
- (2) 开口特征:其他系统设备在货舱内饰板上的安装结构特征;
- (3) 转角特征:天花板与侧壁板、天花板与端板、端板与侧壁板等转角处的安装结构特征。^[2]

2 货舱内饰抗火焰烧穿试验描述

2.1 方法概述

本方法提供试验室检测程序,用于测定货舱衬垫(本文中称为货舱内饰)材料在0.126L/min美标2#煤油或等效燃油燃烧器火源下的抗火焰烧穿能力。天花板和侧壁衬垫板可以单独做试验,但需用另一块挡板来模拟另一者。任何通过了天花板衬垫板试样试验的衬垫板都可以用作侧壁衬垫板。

2.2 试验设备

本试验用的设备主要包括:试样固定架、试验燃烧器、热流计、热电偶、测试仪器和计时装置等。

如图6所示。

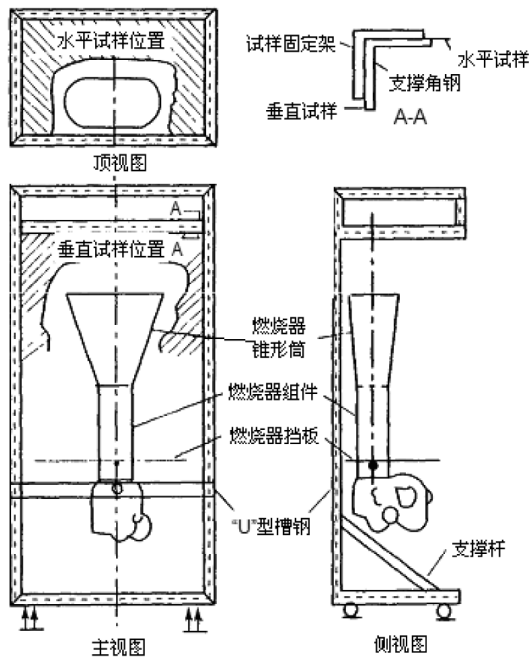


图6 试验设备

2.3 试验程序

详细的试验程序请参见CCAR25部附录F第Ⅲ部分《确定货舱衬垫抗火焰烧穿性的试验方法》。

2.4 接受准则

(1) 必须至少试验3块货舱侧壁或天花板衬垫板试样；

(2) 每一试样必须模拟侧壁或天花板衬垫板,包括其失效会影响衬垫安全包容火焰能力的任何设计特征,如接合部位、照明装置等；

(3) 施加火焰5min内,任何试样均不得被烧穿,且在水平试样上表面上方102mm(4ft)处测得的峰值温度不得超过204℃(400°F)。

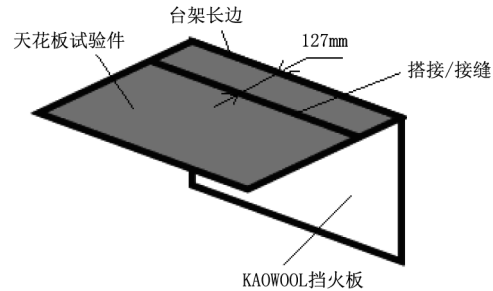
3 货舱内饰设计特征的抗火焰

对于货舱内饰的搭接/接缝特征、开口特征和转角设计特征,用以下方法进行试验验证。^[3]

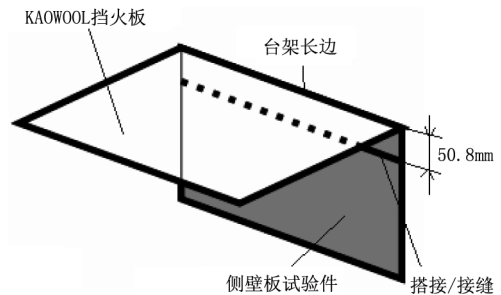
3.1 搭接/接缝特征的试验方法

根据货舱内饰的装机结构,按规定尺寸制造含搭接/接缝特征的试验件。试验时,试验件沿台架的长边纵向放置。当验证天花板上的搭接/接缝特征时,将试验件中的搭接/接缝部位置于燃烧器的中心位置(距离台架侧壁127mm),台架侧壁装有KAOWOOL挡火板;当验证侧壁板上的搭接/接缝特征时,将搭接/接缝部位置于距离台架顶部50.8mm

的位置,台架顶部装有KAOWOOL挡火板,如图7所示。



(a) 天花板试验

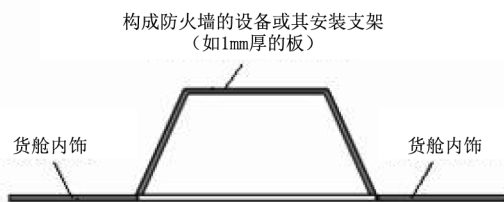


(b) 侧壁板试验

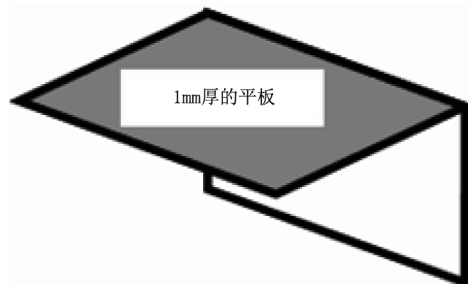
图7 搭接/接缝特征的试验方法

3.2 开口特征的试验方法

根据系统设备在货舱内饰上的装机结构,用构成开口区域的防火墙材料(设备或其安装支架的材料)做成一平板,置于试验台架上进行试验。平板置于试验台架的顶部位置还是侧壁位置,要根据飞机上安装设备开口的具体位置确定,如图8所示。



(a) 装机结构



(b) 试验件构型

图8 开口特征的试验方法

3.3 转角特征的试验方法

根据货舱内饰的装机结构,按规定尺寸制造含转角特征的试验件。试验时,把试验台架转角处的角钢去掉,把含转角特征的试验件安装于台架进行试验,如图9所示。

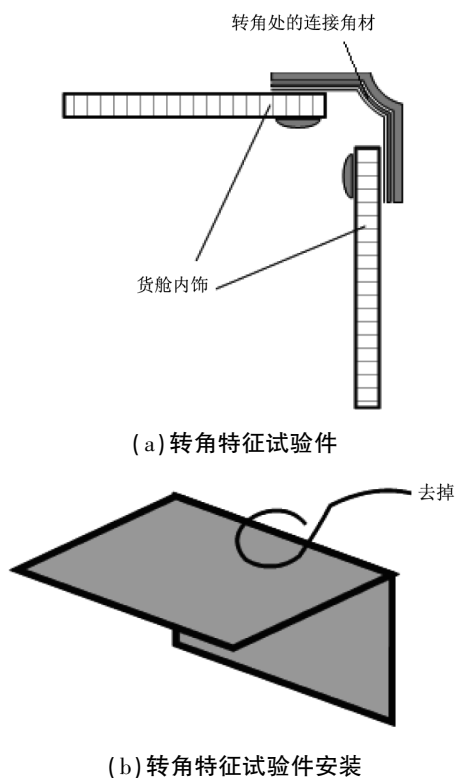


图9 转角特征的试验方法

4 实际型号应用

货舱内饰设计特征的抗火焰烧穿试验方法近来已应用于国内民机型号的研制中,且该试验方法已获得国内适航当局的认可。试验照片如图10所示。

5 结论

根据过去对许多空难事故的调查,均显示火势及烟毒是重要的致命因素,在设计时如何避免火势及烟毒穿透至客舱是适航规定努力的目标,也是货舱内饰设计面临的严峻挑战。本文中给出的货舱内饰设计特征的抗火焰烧穿性的试验方法能够验证真实的装机设计构型,从而保证了货舱内饰的“火焰包容”能力。通过该验证方法在已有型号上的应用可知,货舱内饰的抗火焰烧穿性不仅与材料有关系,而且受其在飞机上的安装结构形式的影响。



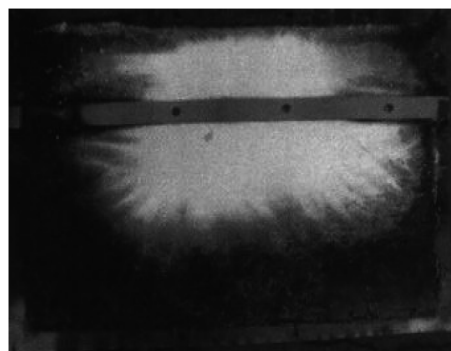
(a) 试验前调试



(b) 试验中



(c) 试验前的试验件



(d) 试验后的试验件

图10 抗火焰烧穿试验

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25-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.
[2] FAA. Transport Airplane Cabin Interiors Crashworthiness Handbook[S]. No: 25-17A. Federal Aviation Administration,

(上接第 19 页)

4.2 冲压空气能耗评估

根据 SAE 标准^[11], 冲压空气起飞燃油重量由式(9)进行计算:

$$\frac{W_{fo}}{w_r V} = \frac{L/D}{g} \left[\exp\left(\frac{(SFC)_{th} t}{L/D}\right) - 1 \right] \quad (9)$$

式中, W_{fo} (lb)为克服冲压空气气动阻力而在起飞时增加的燃油重量, w_r (lb/s)为冲压空气流量, V (ft/s)为巡航速度, g (ft/s²)为重力加速度, $(SFC)_{th}$ (lb/lb/hr)为基于推力的燃油比耗, t (hr)为各航段持续时间, L/D 为升阻比。根据发动机性能参数、飞机气动性能和最大可节余冲压空气流量, 计算得到各航段内平均燃油比耗、升阻比和最大可节余燃油见表 3。

由该表可以看出: (1) 巡航 0.4h 最大可节余燃油 1 13lb(约 51kg), 巡航 1h 最大可节余燃油 2 70lb(约 122kg); (2) 在巡航阶段冲压空气流量消耗的燃油最多, 超过了总燃油消耗的 80%; (3) 空调系统冲压空气进气口设计时, 应对空调系统性能仿真计算以获取最小冷边流量需求, 从而可以设计优良的冲压进口, 以节约燃油消耗。

表 3 燃油比耗、升阻比和可节约最大燃油

阶段	燃油比耗 / lb/lb/hr	升阻比	T1 最大可节余燃油 / lb	T2 最大可节余燃油 / lb
S1 滑出	0.086	11.1	0.043	0.043
S2 起飞	0.959	10.0	0.558	0.558
S3 爬升	0.510	8.4	13.57	13.57
S4 巡航	2.197	11.3	91.87	249.02
S5 下降	0.480	8.3	5.840	5.840
S6 降落	0.907	11.8	0.960	0.960
S7 滑入	0.104	10.9	0.033	0.033

注: T1 表示巡航 0.4h; T2 表示巡航 1.0h。

5 结论

本文提出了适用于民用飞机空调系统部件/系统仿真的计算方法, 采用本方法得到的仿真结果与国外供应商的仿真计算结果基本一致, 且与试验测量结果吻合较好, 由此表明:

05. 18. 09.

[3] Timothy Marker. Burnthrough Test Procedures for Cargo Liner Design Features[S]. DOT/FAA/CT-TN88/33, Federal Aviation Administration Technical Center, September 1988.

(1) 本文建立的部件/系统模型以及仿真方法合理有效。采用此模型可用于空调系统性能分析、系统优化设计及适航符合性验证。

(2) 通过本文冲压空气能耗评估可知, 本文仿真方法可用于民用飞机空调系统方案权衡及冲压风门的控制率设计, 在产品原型件试制前, 得到可信的仿真结果使得系统工程师可以提前评估系统方案优劣, 也可调节系统重要参数及控制率, 以减少飞行测试, 节约系统研制成本。

参考文献:

[1] C. Müller, D. Scholz, T. Giese. Dynamic Simulation of Innovative Aircraft Air Conditioning[C]//CEAS-2007-466.
[2] 李俊杰. 飞机升压式空气制冷循环系统仿真研究[J]. 电光与控制, 2009, 16(9): 93-96.
[3] J. Júnior, C. Andrade, E. Zapparoli. Numerical analysis of typical aircraft air conditioning air cycle machines [J]. 20th International Congress of Mechanical Engineering November 15-20, 2009.
[4] Conceição, S., Zapparoli, E., and Turcio, W.. Thermodynamic Study of Aircraft Air Conditioning Air Cycle Machine: 3-wheel x 4-wheel [C]// SAE Technical Paper 2007-01-2579, 2007.
[5] 邹斌, 赵竟全, 何君. 飞机环境控制系统计算机仿真模型库的开发[J]. 计算机仿真, 2006, 23(3): 19-23.
[6] 姚洪伟, 王浚. 飞机环控系统建模与换热器参数优化研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(12): 3040-3042.
[7] 方林, 王浚. 旅客机环境控制系统优化研究[J]. 中国工程科学, 2006, 8(1): 77-80.
[8] 屠毅, 林贵平. 大型飞机座舱温度控制系统仿真[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 49-57.
[9] 寿荣中, 何慧珊编著. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
[10] 夏璐璐. 飞机座舱瞬态热载荷的计算研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
[11] SAE AIR1168/8. Aircraft fuel weight penalty due to air conditioning[S]. 2004. 06.