

文章编号:1674-8190(2017)03-308-07

# 运输类飞机的机身抗烧穿性适航要求解析

马百平,李翰,邹田春,解江

(中国民航大学 天津市民用航空器适航与维修重点实验室,天津 300300)

**摘要:** 运输类飞机可生存坠撞后的火灾是客舱安全范畴内的重要问题之一。提高机身抗烧穿性,即推迟火焰进入客舱的时间,可为乘员应急撤离提供时间保证。介绍了运输类飞机坠撞后的池火火焰特征,包括最高温度、热流密度等特征的范围及其影响因素,重点论述了机身结构烧穿过程,剖析了适航规章中的抗烧穿符合性判据,梳理了抗烧穿性试验方法的发展过程,最后对我国未来运输类飞机机身抗烧穿研究的发展进行了展望。

**关键词:** 抗烧穿;运输类飞机;客舱安全;适航;池火

中图分类号: V223.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.03.010

## Investigation on Fuselage Burn-through Resistance of Transport Category Airplanes

Ma Baiping, Li Han, Zou Tianchun, Xie Jiang

(Tianjin Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance, Civil Aviation

University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** For transport category airplanes, post-crash fire is one of the important problems to be considered for cabin safety. The time for evacuation that delaying fire or flame into cabin, namely fuselage burn-through resistance should be ensured. In this paper, the characteristics of post-crash fire, including the range of temperature, heat flux and influence factors are introduced, the process of fuselage burn-through, accounting for the criterion of airworthiness regulation on fuselage burn-through resistance are analyzed, the development of method of compliance to determine the burn-through resistance is stated, and development tendency of fuselage burn-through resistance in future is expected.

**Key words:** burn-through resistance; transport category airplanes; cabin safety; airworthiness ; pool fire

## 0 引言

运输类飞机的防火问题自始至终都是民航安全领域所关注的重点。FAA 自 20 世纪 60~70 年代起,针对运输类飞机的主动防火问题开展了系统且全面的研究,例如客舱内饰材料的燃烧问题<sup>[1-3]</sup>。1985 年曼彻斯特空难<sup>[4]</sup>的发生(如图 1 所示),使得可生存坠撞条件下的池火问题引起了欧美民航当局的关注。EASA 的报告<sup>[5]</sup>中列举了 1966~

2007 年形成池火的民航事故,共计 88 起。可见,可生存坠撞条件下的池火对于飞机和乘员造成的危害是民航当局与飞机制造商必须考虑的问题。通过研究池火的特征、探索机身抗烧穿强化策略、发展实验室试验方法,FAA 于 2003 年在第 25-111 号修正案<sup>[6]</sup>中对隔热/隔音材料的抗烧穿性提出了明确的要求,即 14 CFR 25.856(b)条款。中国民用航空局于 2011 年对运输类飞机适航标准进行了第四次修订,加入了 25.856 条款,对隔热/隔音材料提出了抗烧穿性要求。为了指导适航审定与符合性验证工作,FAA 发布了咨询通告 AC 25.856-2A 抗烧穿隔热/隔音材料的安装<sup>[7]</sup>,解释说明了型号中实际可能出现的隔热/隔音材料安装构型及相

收稿日期:2017-03-09; 修回日期:2017-04-14

通信作者:李翰,cauc\_lihan@126.com

应的符合性方法。而在 B787 审定过程中,FAA 发布的等效安全<sup>[8]</sup>中说明了 B787 所采用的复合材料机身可以为客舱提供 5 min 的抗烧穿时间,等效于传统铝合金蒙皮与隔热/隔音材料的整体抗烧穿效果。我国在民机防火方面,开展过发动机及短舱结构防火设计与试验研究<sup>[9-13]</sup>、以及客舱防火<sup>[14]</sup>等方面的研究,而在机身抗烧穿性方面仅针对国内某型客机、按照适航规章要求开展过数次符合性验证试验,未见公开发表的相关研究成果。



图1 曼彻斯特空难

Fig.1 Air accident in Manchester

在可生存坠撞条件下,机体结构存在两种可能的状态。第一种状态:机身在一定程度上发生断裂破坏,火焰(若存在)可直接进入客舱并点燃内饰。此时,客舱内发生轰燃的时间主要取决于内饰材料的易燃性。第二种状态:机身结构完好、理论上能够形成对外部池火火焰的屏障。该情况下,机身结构(包括蒙皮和隔热/隔音材料)的抗烧穿性是设计与适航验证的重点。良好的抗烧穿性将大幅延迟火焰进入客舱的时间,从而推迟客舱内发生轰燃的时间,为乘员应急撤离争取更多时间。

本文针对上述第二种结构状态,根据国内外技术资料,概述可生存坠撞条件下的池火火焰特征及其影响因素,解析机身结构烧穿过程与抗烧穿符合性判据,总结欧美民航当局建立抗烧穿特性试验方法的过程,以期为我国研究飞机抗烧穿问题,提高运输类飞机防火试验能力提供参考。

## 1 运输类飞机坠撞后的池火火焰特征及其影响因素

飞机发生坠撞事故所形成的“池火”是机翼油箱内部燃油泄漏,在地面形成的油池被点燃所形成

的火焰。通常在飞机外部形成大面积的强烈火焰,首先对机体结构造成破坏,最终危及乘员生命安全。FAA 研究<sup>[15]</sup>发现:完全发展的池火,其温度范围为 870~1 100 °C,热流密度范围为 56~261 kW/m<sup>2</sup>,平均值约为 170 kW/m<sup>2</sup>。这是利用 Convair 880 和 DC-8 进行了 6 次池火燃烧试验<sup>[15]</sup>所确定的。

风速是影响池火火焰特征的重要因素。美国 SANDIA 国家实验室研究<sup>[16]</sup>发现:高风速试验中,火焰在模型背风面的温度达到了约 1 327 °C;中风速试验中,火焰的最高温度约为 1 227 °C,出现在模型顶部区域;低风速试验中,最高温度出现在油池中心附近,为 1 127~1 226 °C。可见,风速越大,火焰最高温度越高。这是因为高风速使燃烧获得的氧气更加充足、燃烧更加充分。试验中定义三个级别风速分别为:低速风 0~3 m/s,中速风 4~7 m/s,高速风大于 8 m/s。试验中热流的测量由于波动性较大无法获得有效数据。

在油池火的数值仿真方面,Wang Huiying 等<sup>[17]</sup>基于 FDS<sup>[18-21]</sup>利用大涡模拟(LES)方法研究了运输类飞机坠撞后池火数值模拟的可行性,获得了燃烧产物、温度、热流密度的分布,以及风速的影响。Wang Zhaozhi 等<sup>[22]</sup>基于 FAA 进行的 C133 全尺寸火灾试验<sup>[23]</sup>进行数值模拟方法研究,重点模拟了客舱内的火焰发展过程,进一步验证了 SmartFire<sup>[24]</sup>。

## 2 机身烧穿过程

曼彻斯特空难<sup>[4]</sup>是“池火”烧穿机身的典型案例。事故调查结果显示,机身尾部下方形成了大面积的油池,池火集中在从机翼后缘到水平尾翼前缘之间的区域。飞机完全静止后 20 s,机身即被烧穿,随即烧穿隔绝材料,进入货舱,最终通过空调格栅进入客舱。烧穿位置是左侧后货舱下部铝蒙皮。铝蒙皮表面温度在被火焰冲击的最初阶段,相比火焰温度存在 30~60 s 的延迟。这可能是材料本身的传热过程所需要的时间,受到材料热导率的影响。而当蒙皮温度达到大约 500 °C 时,温度不再快速升高,大约有 5~10 s 的“停滞期”。随之又快速上升,接近并最终达到火焰温度。这个“停滞期”是蒙皮材料从固态转变为液态的相变阶段,即铝合金

的熔点范围。蒙皮熔化时间会受到蒙皮支撑结构类型(机身上桁和框)的影响,因为蒙皮支撑结构会以热传导的方式耗散铝蒙皮的热能。

影响铝蒙皮烧穿时间的因素包括起落架状态和蒙皮表面烟灰沉积。FAA 的试验<sup>[15]</sup>中发现,起落架“放下”相比“收起”的状态,机腹蒙皮更容易被烧穿。原因是起落架放下,使得机腹蒙皮与地面之间产生一定的距离,使得火焰结构中的外焰直接冲击机腹,而外焰温度相对更高。CAA 研究了烟灰在铝板表面沉积对其烧穿时间的影响<sup>[25]</sup>,结果显示:在其他条件相同的条件下,表面无烟灰的 0.7 mm 厚铝板烧穿时间是 58 s,而附着一层烟灰的铝板烧穿时间却仅仅是 8 s。为了研究烟灰的影响,将铝板暴露在池火下不同的时间,从而获得不同数量的附着烟灰,并同时测量铝板表面发射率<sup>[26]</sup>。研究发现,经过 30 s 的暴露时间,表面发射率从 0.10 提高到 0.45。大幅提高了铝板通过辐射传热所吸收的能量,故烧穿时间大幅缩短。即,烧穿时间随着表面发射率的提高而缩短。而着火初期产生的烟灰,附着沉积在机身表面,增加了表面发射率,通常在 0.6~0.9。

火焰和烟气在烧穿发生后进入客舱的难易程度取决于火焰可获得的路径,这涉及到飞机结构布局 and 材料特性。然而,传统构型的运输类飞机的火焰烧穿路径是具有共性的。目前针对飞机所处的地面池火环境已识别出 7 个典型的火焰路径<sup>[5]</sup>,但是并未评估每个路径所带来的相对危害程度。

路径 1,火焰可直接烧穿机身两侧蒙皮(未涉及窗户)进入客舱。该路径中,火焰需要穿透机身蒙皮、隔绝材料和客舱内饰壁板。路径 2,火焰可烧穿客舱顶部蒙皮和客舱天花板或者头顶行李箱进入客舱。路径 3,火焰可通过客舱窗户或者舱门缝隙进入客舱,这主要涉及到密封件防火问题。相比路径 1,该路径使得火焰进入客舱更为直接和快速。路径 4,火焰可烧穿机身下半部两侧蒙皮和隔绝材料,进入货舱两侧空间(cheek area)。该区域通常贯穿机身长度方向(止于翼盒/主起落架舱),这使得火焰可以沿机身长度方向蔓延并最终进入客舱。一旦火焰进入该区域,那么进入客舱的主要路径可能是主货舱,或者通过空调格栅。而通过空调格栅进入客舱也是 FAA 试验<sup>[5]</sup>所得到的结果。

路径 5,通过机腹区域进入货舱,这需要烧穿机身蒙皮、隔绝材料、货舱地板和衬板,进入货舱后还需要烧穿货舱天花板衬板,客舱地板及其覆盖物。FAA 进行的试验<sup>[15]</sup>表明,当起落架破坏后,路径 5 更不易被烧穿。然而,起落架的状态对于路径 4 是几乎无影响的。路径 6,当起落架放下时,火焰可进入主起落架舱,最终进入客舱。路径 7,与机身下半部的货舱门有关,火焰可从货舱门或设备舱门进入货舱两侧空间,继而通过路径 4 进入客舱。

全尺寸的试验结果以及事故案例表明,机身下半部的货舱两侧空间在池火环境中最易被烧穿,使得火焰可以快速进入客舱。因此,有必要通过适航规章明确安全保护要求,为机身下半部提供满足安全要求的抗烧穿性,这是 14 CFR 25.856(b)的根本目标。

### 3 抗烧穿符合性判据

14 CFR F25.7 中给出的隔热/隔音材料抗烧穿符合性判据是“不能在 4 min 内被火或火焰烧穿”。铝蒙皮对完全发展的池火可提供 30~60 s 的保护时间<sup>[15]</sup>;而隔绝材料是第二道有效的防火隔热屏障,可为客舱提供额外的保护时间。两者的关系如图 2 所示。

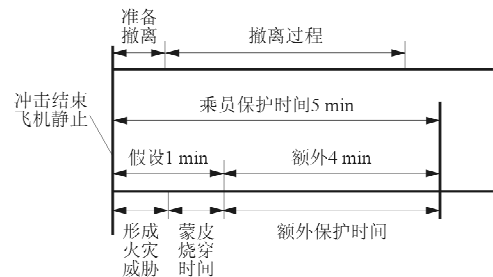


图 2 保护时间

Fig. 2 Protection time

CAA 基于 1966~1993 年的 17 个运输类飞机事故(这些事故中都形成了池火)分析,建立了每个事故场景的数学模型,利用蒙特卡洛模拟预测了加强机身抗烧穿性所带来的保护效果<sup>[27]</sup>,用每年可能因此死亡和受伤人数的减少量来表示。研究发现:保护效果与额外增加的保护时间呈指数关系,4~8 min 的额外保护时间所提供的保护效果几乎不会再有大的提高。如果假设可生存坠撞过程结

束后,到机身蒙皮被烧穿大约是1 min,那么最短的乘员保护时间应是5 min。5 min后,预计乘员应急撤离已基本结束,地面消防人员已经控制了火势。研究显示,5 min的乘员保护时间将会在86%的池火事故中为乘员应急撤离提供保护。虽然5 min之后仍然未撤离的乘员数量是未知的,但在这之后继续加强机身防火保护将会导致成本一效益比极大提高。因此,“4 min”则定为隔热/隔音材料抗烧穿性的符合性判据。

#### 4 抗烧穿试验方法发展

在研究可生存坠撞条件下的池火以及机身抗烧穿特性之前,FAA于20世纪70年代利用C133运输机机身模拟了宽体客机发生低能量冲击、但机身完好且具有高生存率的坠撞情况。当时的研究重点是客舱内饰材料的燃烧与火焰蔓延问题<sup>[23]</sup>。20世纪80年代,FAA的池火燃烧试验<sup>[15]</sup>中,每次试验的油量都足以保证完全发展的池火维持6~8 min的燃烧。每架飞机均利用机身前、中、后三段分别进行1次试验,每次试验利用钢板和隔热材料将试验段与其他区域隔开,共计6次试验。两机型的试验状态区别是:DC-8的起落架是收起状态,即机腹贴地,油池火位于机身右舷;而Convair-880的起落架是放下状态,即机腹与地面之间有一定距离,池火位于机腹正下方。试验测量了客舱内的温度、热流密度、烟密度,以及机身外部的温度和热流密度。利用视频监控手段确定烧穿位置和火焰蔓延路径,获得了烧穿时间。该试验研究基于真实机型,为后续研究提供了大量真实数据,但并不具有重复性。

美国军方也开展了类似的大型池火试验<sup>[16]</sup>,试验设置了两种尺寸的油池,直径分别为18.9 m和9.45 m,将模型置于其边缘处。目的是测量池火火焰特征,用于数值模型的发展。使用的传感器包括热电偶(阵列)、热流计。局部气体温度的修正需要大量的火焰环境信息,而该试验中并未考虑。热流密度的非定常影响也应该加以考虑<sup>[28]</sup>。试验中测量了模型不同站位的内表面温度与热流密度。而距离油池边缘30 m的位置布置风速仪、测量风向和风速。此外,测量了不同油层的温度、油层表

面的热流密度,以及火焰外围的热流密度。

20世纪90年代,FAA利用B707搭建了全尺寸试验平台<sup>[29]</sup>。B707机身被分为两段,中间插入一钢制试验段,用于安装试样并进行试验。火焰由置于试验段旁的油池点燃来提供。为了选择接近DC-8和Convair-880试验结果的火焰,通过预试验确定了油盘位置的参数。试验中测量了试验段内部的温度、烟密度和气体(CO/CO<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>)浓度。利用该平台研究了隔绝材料对于推迟机身烧穿时间的作用,发现隔绝材料的安装方法对于其所起到的抗烧穿作用具有关键影响,并通过大量试验对隔绝材料进行了改进。

除了发展大型试验平台,英国CAA发展了中等尺寸的试验平台<sup>[25]</sup>,用来快速、低成本的复现全尺寸试验的火焰条件,可以对改进的材料和系统进行试验,同时也可以作为评估新型材料的审查设备。另外,FAA与法国CEAT合作发展了小尺寸的箱式试验平台<sup>[29]</sup>,使用了煤油燃烧器,可产生1 093 °C、199 kW/m<sup>2</sup>的火焰。以该平台为基础发展了测量材料燃烧分解产物的实验室方法,并进一步研究与全尺寸试验结果的相关性<sup>[30]</sup>。同时,还发展建造一个面积更大的曲壁板试验平台,可更加逼真地模拟飞机结构。但是该平台制造成本较高,制造难度相对较大,故未继续发展为通用的标准试验平台。

基于以上试验方法的发展与探索,最终发展出可用作适航规章、并可依此表明抗烧穿性符合性的实验室试验方法<sup>[31]</sup>。该平台的发展过程如图3所示。图3(a)中的台架具有上下两部分,下部分用于安装铝板、用来表明其抗烧穿性,上部分采用钢板、用来表明火焰蔓延特性的符合性。图3(b)中的台架下部分中间被挖空,以表征烧穿的铝板。而试验发现,挖空的钢板对试验无影响,故去掉了下部分钢板,形成了如图3(c)所示台架。而上部分期望用于表明火焰蔓延特性,但试验发现效果并不理想,故去掉了上部分,只保留下部分的桁架,用于安装隔绝材料,如图3(d)所示。最终获得了该标准试验方法,即14 CFR F25.7。其中,通过大量不同材料的试验,以全尺寸试验结果为目标,确定了火焰的设定参数。

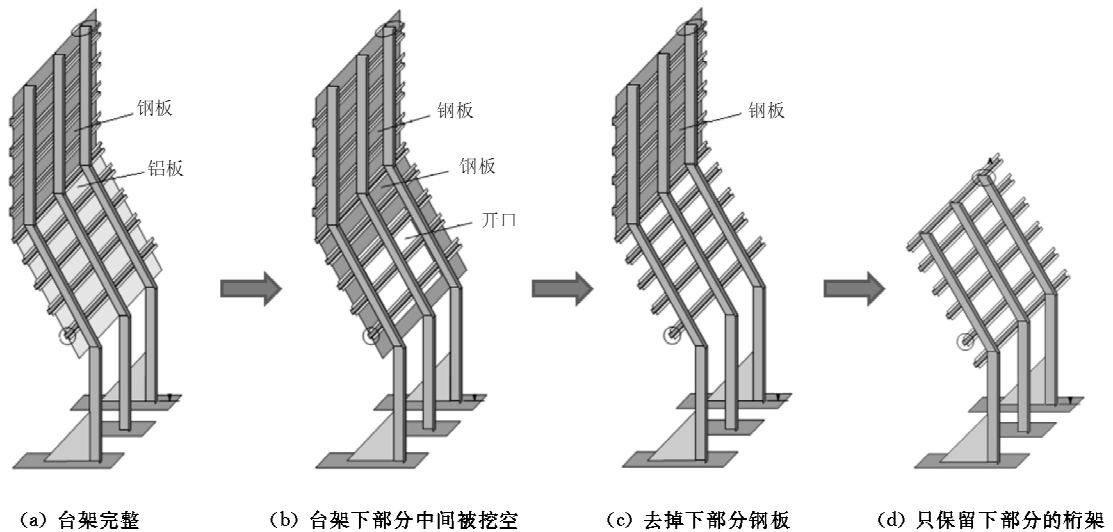


图3 抗烧穿性试验台架的演变

Fig. 3 Evolution of burnthrough test apparatus specimen holder

## 5 我国未来运输类飞机抗烧穿展望

为了更加全面、客观地研究飞机抗烧穿问题、提高我国运输类飞机防火试验能力,应开展以下三方面的研究:

(1) 建立全尺寸客舱防火试验平台,可用于进行全尺寸机身抗烧穿性试验,以应对航空新材料、新构型的出现,同时可用于客舱内饰、报警系统、灭火系统等多个方面的试验与验证,支持我国运输类飞机的研制与适航审定工作。

(2) 发展机身结构(金属或复合材料)、客舱内饰材料的烧穿分析技术与方法,重点突破材料的热响应过程模拟、烧穿失效定义等关键问题,可用于工程型号的设计与验证,节约试验成本,提高经济性。

(3) 发展用于复合材料结构抗烧穿性的实验室试验方法,可收集试验过程中产生的热分解产物。在研究验证抗烧穿性的同时,应考虑气体毒性可能造成的危害。

## 6 结束语

目前的抗烧穿性试验方法是基于传统铝制机身,即铝合金材料,发展出隔热/隔音材料抗烧穿性要求及其符合性试验方法。而随着复合材料在运

输类飞机主要结构上的应用日趋成熟,应发展适用于复合材料抗烧穿性的符合性试验方法,包括全尺寸试验平台和实验室试验方法。适航审定中的抗烧穿判据也因此有可能发生变化,同时可能出现诸如气体毒性评估等新问题<sup>[32]</sup>。另一方面,为了提高效率节约成本,可发展相应结构/材料抗烧穿性的数值分析方法。

### 参考文献

- [1] Sarkos C P, Hill R G. Evaluation of aircraft interior panels under full-scale cabin fire test conditions[C]// AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada; Aircraft Industries Association of America, 1985, 789-798.
- [2] Cooper L Y. The thermal response of aircraft cabin ceiling materials during a post-crash, external fuel-spill, fire scenario[C]// AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada; Aircraft Industries Association of America, 1985, 775-787.
- [3] Robert N S, Daniel E S. Full-scale aircraft cabin flammability tests of improved fire-resistant materials[R]. Houston, TX; National Aeronautics and Space Johnson Space Center, 1974.
- [4] Air Accidents Investigation Branch. Report on the accident to Boeing 737-236 series 1, G-BGJL at Manchester International Airport on 22 August 1985[R]. AAIB Aircraft Accident Report, London; Air Accidents Investigation Branch, 1988.
- [5] RGW Cherry & Associates Limited. Burnthrough resist-

- ance of fuselage[R]. Germany; European Aviation Safety Agency 2008, C19, 2009.
- [6] FAA. FAA-2000-7909. Improved flammability standards for thermal/acoustic insulation materials used in transport category airplanes[S]. United States; Federal Aviation Administration, 2003.
- [7] FAA. AC 25.856-2A. Installation of thermal/acoustic insulation for burnthrough protection[S]. United States; Federal Aviation Administration, 2008.
- [8] FAA. TC6918SE-T-CS-14. Equivalent level of safety finding for the boeing model 787 series aircraft fuselage associated to post-crash fire survivability[S]. United States; Federal Aviation Administration, 2011.
- [9] 周颂平. 民用涡扇飞机短舱结构防火设计[J]. 科技传播, 2013(12): 82, 85.  
Zhou Songping. Design of civil turbofan nacelle structure fire protection[J]. Public Communication of Science & Technology, 2013(12): 82, 85. (in Chinese)
- [10] 杨燕, 寇延清, 杨成茂. 飞机发动机短舱结构防火设计与试验验证[J]. 航空科学技术, 2014, 25(6): 58-61.  
Yang Yan, Kou Yanqing, Yang Chengmao. The fire protection of airplane engine nacelles and experimentations[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(6): 58-61. (in Chinese)
- [11] 李仁鹏. 复合材料结构飞机发动机短舱防火设计与试验验证[J]. 广东科技, 2016(2): 39-40.  
Li Renpeng. Fireproof design and test verification of aircraft engine nacelles in composite structures[J]. Guangdong Science & Technology, 2016(2): 39-40. (in Chinese)
- [12] 吴晶峰, 周燕佩. 航空发动机零部件防火性能研究及适航审定探索[J]. 燃气轮机技术, 2016, 29(4): 4-9.  
Wu Jingfeng, Zhou Yanpei. Investigation of fire protection performance and type certification for components in aircraft engine[J]. Gas Turbine Technology, 2016, 29(4): 4-9. (in Chinese)
- [13] 崔建军, 任志强, 张宗. 军用航空发动机防火和耐火试验研究[J]. 航空标准化与质量, 2015(5): 36-39.  
Cui Jianjun, Ren Zhiqiang, Zhang Zong. Experimental investigation of fireproof and fire-resistant in military aero-engine[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2015(5): 36-39. (in Chinese)
- [14] 夏祖西, 彭华乔, 苏正良, 等. 浅析飞机客舱防火[J]. 消防科学与技术, 2009(7): 498-500.  
Xia Zuxi, Peng Huaqiao, Su Zhengliang. Study on fireproof of aircraft cabin[J]. Fire Science and Technology, 2009(7): 498-500. (in Chinese)
- [15] Webster II. Fuselage burnthrough from large exterior fuel fires[R]. Atlantic City, NJ; Federal Aviation Administration Technical Center, 1994.
- [16] Suo-anttila J M. Thermal measurements from a series of tests with a large cylindrical calorimeter on the leeward edge of a JP-8 pool fire in cross-flow[R]. Sandia Report, Albuquerque, New Mexico; Sandia National Laboratories, 2001.
- [17] Wang Huiying, Wang Guoda. Mathematical modelling of a full scale aircraft immersed within a large aviation-fuel fire in a moving fluid medium[J]. Journal of Modeling and Optimization, 2016, 8(1): 279-311.
- [18] Kotha S, Lilley D G. FDS; Application of the fire dynamics simulator code to two-room structural fires with smoke detectors[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida; Aircraft Industries Association of America, 2009.
- [19] Kotha S, Lilley D G. Two-room structural fire calculations with the FDS computer code for smoke and heat detector response[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida; Aircraft Industries Association of America, 2010.
- [20] Kulkarni V, Lilley D G. FDS; Application of the fire dynamics simulator code to a three-room structure with experimental fires and 60 smoke detectors[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida; Aircraft Industries Association of America, 2011.
- [21] Kulkarni V, Lilley D G. Application of the fire dynamics simulator FDS code to 10 experimental fires in the end room of a three-room structure with 60 smoke detectors[C]//10th International Energy Conversion Engineering Conference, Atlanta, Georgia; Aircraft Industries Association of America, 2012.
- [22] Wang Zhaozhi, Jia F. Computational fluid dynamics simulation of a post-crash aircraft fire test[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 164-175.
- [23] Sarkos C P, Hill R G. Preliminary wide body(C-133) cabin hazard measurements during a postcrash fuel fire [R]. Nafec Technical Letter Report, Atlantic City; National Aviation Facilities Experimental Center, 1978.
- [24] Ewer J, Jia F, Grandison A. User guide for the smartfire environment[M]. London UK; University of Greenwich, 2013.
- [25] Dodd D V. Burnthrough resistance of fuselages; Initial findings[R]. England; Civil Aviation Authority, 1994.
- [26] 张学学, 李桂馥, 史琳. 热工基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.  
Zhang Xuexue, Li Guifu, Shi Lin. Fundamentals of thermal engineering[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006. (in Chinese)
- [27] R G W. Cherry & Associates, Ltd. Fuselage hardening for fire suppression; Safety benefit analysis based on past accidents[R]. United States; Federal Aviation Administration, 1999.

- [28] Blanchat T K, Humphries L L, Gill W. Sandia heat flux gauge thermal response and uncertainty models[R]. Albuquerque, New Mexico; Sandia National Laboratories, 2000.
- [29] Marker T R. Full-scale test evaluation of aircraft fuel fire burnthrough resistance improvements[R]. United States; Federal Aviation Administration, 1999.
- [30] Marker T R. Development of a laboratory-scale test for evaluating the decomposition products generated inside an intact fuselage during a simulated postcrash fuel fire[R]. United States; Federal Aviation Administration, 2008.
- [31] Marker T R. Development of improved flammability criteria for aircraft thermal acoustic insulation [R]. United States; Federal Aviation Administration, 2000.
- [32] Louise C Speitel. Fractional effective dose model for post-

crash aircraft survivability [J]. Toxicology, 1996, 115: 167-177.

#### 作者简介:

马百平(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空器适航审定。

李 翰(1986—),男,硕士,助理研究员。主要研究方向:航空器适航审定。

邹田春(1976—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空器适航审定。

解 江(1982—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:航空器适航审定。

(编辑:赵毓梅)