

文章编号:1674-8190(2013)01-017-05

运输类飞机发动机短舱火焰防护设计与验证

孙世东,白康明,梁力

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:通过对CCAR-25部运输类飞机发动机短舱火焰防护适航条款的要求进行分析,按照防火、耐火要求将条款内容进行对比,参考美国联邦航空局的咨询通告和修正案,对火焰防护的确定原则、设计要求与验证方法进行了研究,明确发动机短舱内的材料和零部件的防火、耐火要求。

关键词:运输类飞机;适航;发动机短舱;火焰防护

中图分类号: V271.2; V328

文献标识码: A

Analysis of Airworthiness Requirements for Powerplant Compartment Fire Protection of Transport Category Airplane

Sun Shidong, Bai Kangming, Liang Li

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Through an analysis of fire protection as defined in CCAR-25 airworthiness requirements of powerplant compartment, and to comparing with the requirements in fire-proof and fire-resistant, the principia of the fire protection referred to the FAA Advisory Circular and Amendment is studied, and the fire-proof and fire-resistant requirements of the materials, parts and components in the powerplant compartment are specified.

Key words: transport category airplane; airworthiness; powerplant compartment; fire protection

0 引言

2009年5月22日,新疆库尔勒机场一架飞机刚刚开车,随着一声巨响,发动机突然着火,所幸事故未造成人员伤亡。2011年1月1日,一架从西伯利亚城市苏尔古特飞往莫斯科的图-154客机在跑道上滑行时,一个发动机突然起火燃烧,而后飞机发生爆炸,造成3人死亡,43人受伤。多年来,无论是国内还是国外,运输类飞机在运营中火灾事故时有发生。飞机动力装置失火将对飞行的安全造成严重威胁或直接导致飞机运行事故,而适航规章是保证飞机正常运行的最低安全标准。因此,对发动机短舱火焰防护适航条款进行分析研究,并进行合理的防火适航性设计,是保证飞机安全运行的

要素之一。所以,对指定火区的火焰防护要求的符合性决定着是否可以尽可能避免出现灾难性事故。

1 发动机短舱火焰防护的目标

火焰防护包括防火和耐火两部分,在CCAR-25部^[1]中的定义如下:

防火是指材料或部件,例如钢或优于钢的材料,在承受 $(1\ 100 \pm 65)^\circ\text{C}$ 火焰最小15 min后,仍能满足设计目的的能力。即材料或零件通常用于封闭火焰的指定火区时,在该区域下执行其功能,并且将承受 $(1\ 100 \pm 65)^\circ\text{C}$ 火焰最小15 min的火焰防护。

耐火是指材料或零部件,例如用于动力装置安装系统中的液体运输管路、可燃液体系统零部件、导线、空气管路、接头和动力装置操纵器件等,在该区域下执行其功能,并经受 $(1\ 100 \pm 65)^\circ\text{C}$ 火焰最小5 min的火焰防护^[2]。

收稿日期:2012-06-26; 修回日期:2012-11-11

通信作者:孙世东,king_ssd@163.com

防火、耐火的目標主要是材料、零部件能够包容和隔离着火,阻止其他燃油或气源泄露到已燃区域,并且确保发动机操纵系统的零部件功能不失效,允许安全关断发动机。为了表明符合要求的包容能力,材料或零部件必须在着火情况下对预期的飞行和使用载荷考虑足够的强度,以便允许正确的火警探测、飞行机组判别和随之采取纠正动作。包括有足够时间实施灭火、调整航程、应急着陆和疏散乘机人员^[3]。

2 发动机短舱火焰防护适航条款分析

CCAR-25 部中与发动机短舱火焰防护要求相关的条款主要有 § 25.865、§ 25.869、§ 25.903、§ 25.1103、§ 25.1141、§ 25.1165、§ 25.1182、§ 25.1183、§ 25.1189、§ 25.1191、§ 25.1193、§ 25.1201、§ 25.1203。

各条款的防火/耐火要求如表 1 所示。

表 1 CCAR-25 中的火焰防护适航条款要求

Table 1 Fire protection in airworthiness requirements of CCAR-25

条款	区域	防火要求	耐火要求
§ 25.865	指定火区 火区邻近区域	位于指定火区或可能受到火区着火影响的邻近区域内必不可少的飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构,必须用防火材料制造或加以屏蔽,使之能经受住着火影响。	无要求
§ 25.869(a)(2)	指定火区	无要求	位于指定火区并在应急程序中使用的电气系统部件设备必须至少是耐火的。
§ 25.903(c)	指定火区	无要求	在防火墙的发动机一侧,可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的。
§ 25.1103(b)(2)	指定火区	无要求	进气管道如果位于需要装置灭火系统的任何火区内,必须是耐火的。
§ 25.1141(e)	指定火区	无要求	位于指定火区内要求在着火情况下能够工作的每个动力装置操纵器件,必须至少是耐火的。
§ 25.1165(e)	指定火区	任何发动机的接地线不得通过另一发动机的火区,除非该接地线通过此火区的每一部分都是防火的。	无要求
§ 25.1182(a)	火区邻近区域	每个直接位于防火墙后面的短舱区域和包含可燃液体导管的发动机吊舱连接结构的每一部分,必须满足指定火区的防火要求。	每个直接位于防火墙后面的短舱区域和包含可燃液体导管的发动机吊舱连接结构的每一部分,必须满足指定火区的耐火要求。
§ 25.1183(a)(c)	指定火区	指定火区内的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护,如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。	作为发动机部分的导管、接头和组件,破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头外,在易受发动机着火影响的区域内输送可燃液体的每一导管、接头和其他组件,以及在指定火区内输送或容纳可燃液体的每一组件,均必须是耐火的。
	火区邻近区域	无要求	
§ 25.1189(d)	指定火区	可燃液体的切断装置和控制装置必须是防火的。	无要求
§ 25.1191(b)(1)(3)	指定火区	防火墙和防火罩必须是防火的,其构造必须使每一开孔都用紧配合的防火套圈、衬套或防火墙接头进行封严。	无要求
§ 25.1193(d)(e)(3)	指定火区	靠近排气系统零件或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是防火的。每架飞机必须在发动机动力部分或附件部分着火时经受火焰的区域使用防火蒙皮。	无要求
§ 25.1201(b)	指定火区	发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。	无要求
§ 25.1203(e)	指定火区	无要求	火区内每个火警或过热探测系统的部件必须是耐火的。

注:指定火区包括发动机动力部分、发动机附件部分、发动机动力部分和附件部分之间没有隔开的整个动力装置舱、辅助动力装置、涡轮发动机的压气机和附件部分、燃油燃烧热加温器和其他燃烧设备及其安装部分、包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机安装的燃烧室、涡轮和尾喷管部分等;火区邻近区域包括邻近指定火区并受到高温影响的区域,包括防火墙后面的短舱区域和包含可燃液体导管的发动机吊舱连接结构等。

发动机短舱火焰防护适航条款要求^[4]分析:

(1) § 25.865 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的火焰防护

位于指定火区或可能受到火区着火影响的邻近区域内必不可少的飞行操纵系统(包括升降舵、方向舵、襟副翼操纵等)、发动机架和其他飞行结构,必须用防火材料制造或加以屏蔽。如发动机滑油软管选用防火软管,隔板、防火墙等采用钛合金或不锈钢等,铝合金支架可选用防火涂料进行屏蔽,对发动机舱的长桁、蒙皮、隔框等选用不锈钢板进行屏蔽,采用防火密封条。

(2) § 25.869 系统防火

电气系统部件位于指定火区并且必须在应急程序中使用,要求保证应急机构在发生火灾的状况下能正常使用,必须在发热及其他可能发生的条件下具有能够进行预期功能的能力。§ 25.1713 更进一步地要求电气线路互联系统(EWIS)部件至少是耐火的。在紧急状况期间,需要通过机组人员有效处理紧急事件的飞机系统。它要求电气互联系统部件位于指定火区并且必须在应急方案期间使用,该要求是用来保证应急机构万一在发生火灾的状况下使用。如果靠近火灾的防火墙面积受热到 $1\ 100^{\circ}\text{C}$ 达 15 min。那么,直接在火灾范围和发动机吊挂连接处的电气互联系统部件应该用防火材料制造并且要用防火墙隔开,使其免遭损害,给飞机带来危险。

(3) § 25.903 发动机

如果发动机连续风车很长时间会损害飞机,发动机应提供停车后阻止其继续转动的措施。并且在发动机舱内和防火墙靠发动机一侧,可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的。

(4) § 25.1103 进气系统管道和空气导管系统

确定进气系统的强度时,必须考虑由于正常回火,进气道内管道可能出现的负压和发动机的喘振引起进气系统的损坏,同时进气系统能够承受发动机可能出现的回流所产生的最热状态;进气道如果位于需要装置灭火系统的任何火区内,必须用防火材料制造。如发动机发电机冷却管路,通常采用铝合金材料,并涂防火涂料保证耐火要求。

(5) § 25.1141 动力装置的操纵器件:总则

位于指定火区内要求在着火情况下能够工作

的每个动力装置操纵器件,必须至少是耐火的。操纵系统的构件包括操纵杆、摇臂、拉杆、钢索、滑轮、滑轮支架、密封件、止动器以及连接零部件等。如发动机钢索、滑轮等通常采用钢材,这些材料本身在国内机种中得到证实,但作为功能件仍需验证承受火焰 15 min 后的功能不丧失。

(6) § 25.1165 发动机点火系统

从安全性考虑,避免因一台发动机着火而影响其他正常工作发动机的继续安全运转,所以任何发动机的接地线如果通过另一发动机的火区,该接地线通过此火区的每一部分必须是防火的。

(7) § 25.1182 防火墙后面的短舱区域和包含可燃液体导管的发动机吊舱连接结构

防火墙后面的短舱区域一般装有燃油和滑油系统的导管、附件以及电缆、灭火瓶等,这个区域在指定火区着火的情况下,要承受高温的影响,因此按不低于指定火区的要求设计。如防火墙后的附件和导管采用耐火材料制造并与防火墙保持一定距离,开孔采取封严措施等。如防火墙后的附件和导管采用耐火材料制造并与防火墙保持一定距离,开孔采取封严措施,失火后火焰不会由此穿过。

(8) § 25.1183 输送可燃液体的组件

指定火区内的滑油箱及支架等必须是防火的或用防火罩防护,在易受发动机着火影响的区域内输送可燃液体、气体或空气的导管、接头和其他组件(除发动机部分外),均必须是耐火的。包括燃油系统管路、滑油系统导管、滑油箱及支架、滑油散热器及其风道、座舱空调加温引气导管、液压系统油箱增加管、发动机余油箱以及发动机通风管等。FAA 批准采用的耐腐蚀钢或等效材料认为是合格的,不需验证。避免在防火墙两侧中的任一侧采用任何尺寸的铝合金导管和接头。

(9) § 25.1189 切断措施

FAR-25 的修正案 25-23 提议增加新一节 § 25.1189(g)以便要求每个可燃液体的切断阀以及操纵机构设施防火的或者其位置安排得使其受火焰的作用时不致影响其工作,就是对指定火区内可燃液体的切断装置和控制装置的防火要求。提案更改使用明确如下内容:它仅适用于处于火区内的或会受火区火焰影响的那些可燃流体切断装置或操纵系统。切断阀以及电、机械式控制装置要求防火,包括钢索、电缆、驱动连杆等,其中钢索或操

纵杆通常由钢和其他表明是防火的材料制成。

(10) § 25.1191 防火墙

防火墙的主要功能是当发动机着火时,把火灾局限于发动机短舱内,防止火焰穿入邻近的机身或机翼部门,以减少火灾造成的危险。此外,还能使废气与灼热的空气不能穿过防火墙而进到机组和旅客座舱。防火墙和防火罩是防火安全的重要措施,必须满足防火要求,穿过防火墙的每一开口要求防火密封。防火墙通常采用不锈钢板、防腐蚀低碳钢板、钛合金板、钢或铜基合金防火墙接头和紧固件。

(11) § 25.1193 发动机罩和短舱蒙皮

整流罩的构造和支撑,必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。同时整流罩和短舱蒙皮必须满足防火要求,防止火焰烧穿后对吊挂、机翼油箱及邻近发动机的影响。发动机罩和短舱蒙皮通常采用铝材,涂防火涂层。

(12) § 25.1201 灭火系统材料

飞机灭火系统包括灭火瓶、附件、导管和密封件等。灭火系统是抑制火焰蔓延的重要手段,必须满足防火要求。灭火系统可采用与灭火剂不起化学反应,对金属的腐蚀性和非金属的溶胀度均小的防火材料。

(13) § 25.1203 火警探测系统

火区内每个火警或过热探测系统的导线和部件必须至少是耐火的,保证发动机着火时能向机组人员报警,至少5 min不丧失自身功能。

3 发动机短舱火焰防护设计及验证分析

3.1 设计要求

短舱内的材料和零部件有耐火要求,也有防火要求,这些要求确定的原则都是根据飞机应急处理需要,基于对飞机的安全影响而定。下面分别对耐火、防火要求的确定进行分析。

耐火要求在5 min暴露时间内经受(1 100±65)℃火焰,是给飞机机组足以判明情况和采取相应措施的时间,耐火材料5 min后的失效也不会影响飞行安全。例如燃油和发动机滑油系统软管组件和液压软管组件,规定了软管组件的耐火要求。这些软管组件应暴露于1 100℃火焰下历时

5 min,此时保持燃油或滑油在临界(最小或最大)工作流量和压力而没有任何泄露迹象。5 min暴露时间为飞机机组判明着火情况,关闭相应的发动机,切断相应的切断阀提供了适当的时间,保证切断流向发动机舱的液流。5 min后,即使软管失效,切断阀也已经切断了可燃液体,保证飞机的安全。

防火要求在15 min暴露时间内经受(1 100±65)℃火焰,是由经验表明在耐火要求仍无法满足飞机安全的情况下,提出的高于耐火的一种要求。通过火区的发动机滑油系统管路中的切断阀,该切断阀应经受试验火焰15 min而无泄露。例如发动机舱火区中的切断阀,应暴露于燃烧器或火焰中历时15 min,阀门不应泄露并能用正常的使用方法在5 min暴露时间内关闭(目的是切断滑油,5 min暴露时间滑油系统软管失效)。阀门关闭后,还应在火焰中暴露另外的10 min,阀门仍不应泄露。15 min的暴露时间要避免阀门泄露可燃液体助燃,为飞行员提供足够时间实施灭火、调整航程、应急着陆或疏散人员等。

但是,并不是短舱内的所有材料和零部件都有防火、耐火要求。FAR-25的修正案25-40提议3-22^[5]中,由于发动机着火后对发动机的使用十分有限,所以FAA相信,要求再起动力系统的部件能耐火其好处甚微。因此联邦航空局对发动机再起动力设备无防火、耐火要求。

3.2 验证分析

防火、耐火要求的符合性通常采取试验的方法来验证,FAA发布的AC20-135给出了具体的动力装置安装和推进系统组件燃烧保护试验方法、标准和条件。仍以燃油和发动机滑油系统软管组件和液压软管组件为例,条款规定了软管组件的耐火要求。在耐火试验中,除了考虑火环境外,还应考虑软管在工作状态下受到的振动作用和管内流体流动对其耐火能力的影响,即还应考虑负载条件。美国FAA的一篇关于《铝合金导管和接头的耐火研究》报告中专门介绍了这个问题的研究结果。研究得出的结论是:(1)当管内没有油液,是空管时,具有很低的耐火能力,通常1 min内烧坏;(2)当管内充有油液,但流量为零时,耐火能力增加但最终仍失效,通常5 min内烧坏;(3)当管内油

液处于流动状态时,则具有良好的耐火性,足以经受 5 min 的火焰而不失效。当管内油液流量大到等于 5 倍内径(英寸)平方时,燃烧 60 min 全部试件都未损坏。试验结果显示,只要油液连续循环流过导管,从管壁表面带走热量,则导管可保持很高的耐火能力^[6]。所以,试验的成功与否取决于所选用的试验条件的准确性和采用试验方法的合理性。

3.3 ARJ21 飞机短舱火焰密封验证

ARJ21 飞机动力装置系统由美国通用电气公司(简称 GE 公司)作为供应商进行适航符合性验证。GE 公司通过加载正常工作飞行载荷暴露在火焰中 15 min 来验证短舱结构及设备的防火要求,而通过加载正常工作飞行载荷暴露在火焰中 5 min 来验证短舱结构及设备的耐火要求。

GE 公司在验证短舱火焰密封时采取以下两种方法表明符合性:

(1) 相似的试验或者已在取证型号中应用的短舱密封通过类比的方法表明其符合性;

(2) 新的设计通过试验和分析验证,验证时要考虑压力载荷的影响。

验证短舱火焰密封考虑以下三种状态,不同的状态受到的压力载荷不同:

(1) 飞行状态着火:飞行状态着火时假设发动机在最严酷的热天环境下正常运行 5 min,发动机关闭后风车转动情况下持续燃烧 10 min,火焰密封在飞行状态必须是防火的。

(2) 近地状态着火:近地状态着火时假设发动机在最严酷的热天环境下正常运行 5 min,发动机关闭后风车转动情况下持续燃烧 10 min,火焰密封在近地状态必须是防火的。

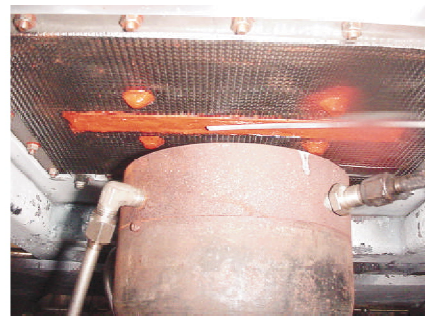
(3) 地面状态着火:地面状态着火时假设发动机在最严酷的热天环境下地面慢车运转 5 min,发动机停车后持续燃烧 10 min。地面条件下冷却空气量少,火焰防护能力弱,与短舱邻近的吊挂区域密封要求是防火的,远离短舱的吊挂区域密封则要求是耐火的。

近地状态的验证与飞行状态一起证明,而地面状况的符合性通过飞行状态下装在凹陷部位的密封及与重要冷空气流的隔离来证明。释压活门和油箱入口的火焰密封在各状态下的压力载荷值如表

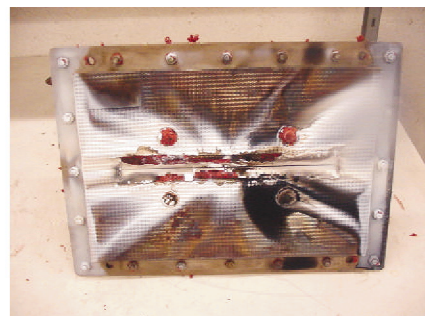
2 所示,ARJ21 短舱密封条防火试验如图 2 所示。

表 2 各状态下的压力载荷
Table 2 Pressure load of various condition

部 件	飞行状态/psid		地面状态/psid	
	0~5 min	5~15 min	0~5 min	5~15 min
释压活门密封	-1.1	-1.4	-1.1	0.0
油箱入口火焰密封	1.8	1.4	0.0	0.0



(a) 防火试验锅炉



(b) 密封条防火结果

图 1 密封条防火试验

Fig. 1 Fire protection test of sealing strip

4 结束语

发动机短舱条款的火焰防护要求并不是都必须防火或耐火。火焰防护要求提的过高,导致没必要的浪费;火焰防护要求提的过低,导致飞机安全性能的降低。所以,正确的理解条款的火焰防护要求,进行合理的适航性设计,对确保飞行安全极为重要,这也是适应客户需求和市场竞争的需要。本文对运输类飞机发动机短舱适航条款的火焰防护要求进行了对比分析,可对大型运输类飞机发动机短舱火焰防护适航性设计提供参考。

(下转第 27 页)

因此具有很好的应用前景。

参考文献

- [1] 乐挺, 王立新, 艾俊强. 变体飞机设计的主要关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(5): 6-10.
Yue Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. Key technologies in morphing aircraft design[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(5): 6-10. (in Chinese)
- [2] 艾俊强, 李士途. 变体飞机典型形式的历史发展及其应用机型浅析[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 205-209.
Ai Junqiang, Li Shitu. Brief history and prospect of typical morphing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 205-209. (in Chinese)
- [3] 李军府, 艾俊强, 李士途. 伸缩机翼变形技术研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 1-6.
Li Junfu, Ai Junqiang, Li Shitu. Research on telescopic wing morphing technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 1-6. (in Chinese)
- [4] 朱华, 刘卫东, 赵淳生. 变体飞行器及其变形驱动技术[J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(2): 8-14, 125.
Zhu Hua, Liu Weidong, Zhao Chunsheng. Morphing aircraft and its morph-driving techniques[J]. Machine Building and Automation, 2010, 39(2): 8-14, 125. (in Chinese)
- [5] 桑为民, 陈年旭. 变体飞机的研究进展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 5-9.
Sang Weimin, Chen Nianxu. Development and key technologies of the morphing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 5-9. (in Chinese)

- [6] Bae J S, Seigler T M, Inman D J, et al. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing [R]. AIAA-2004-1726, 2004.
- [7] Henry J J, Blondeau J E, Pines D J. Stability analysis for UAVs with a variable aspect ratio wing[R]. AIAA-2005-2044, 2005.
- [8] 徐华舫. 空气动力学基础[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987.
Xu Huafang. Foundation of aerodynamic[M]. Beijing: Beijing Aviation College Press, 1987. (in Chinese)
- [9] 杨峰生, 俞守勤. 飞行器部件空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.
Yang Zuosheng, Yu Shouqin. Aircraft components aerodynamic[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987. (in Chinese)
- [10] Daniel P Raymer. Aircraft Design: A Conceptual Approach [M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.

作者简介:

李俊成(1986—),男,硕士研究生,助理工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

艾俊强(1964—),男,硕士,副总设计师,研究员。主要研究方向:航空器发展规划、飞机总体与气动设计等。

李士途(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计与远景发展论证等。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 21 页)

参考文献

- [1] FAA. CCAR-25 R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
FAA. CCAR-25 R4 Transport category aircraft airworthiness standards[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [2] FAA. AC 20-135 Powerplant installation and propulsion system component fire protection test methods, standards, and criteria[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1990.
- [3] 张曙光. 适航性: 航空器合格审定引论[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
Zhang Shuguang. Airworthiness: aircraft certification introduction[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011. (in Chinese)
- [4] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
Zheng Zuodi. Transport category aircraft airworthiness standards, technology consulting handbook[M]. Beijing: A-

aviation Industry Press, 1995. (in Chinese)

- [5] FAA. Amendment No. 25-40, Federal register[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1977.

- [6] 夏越美. 飞机软管、硬管组件防火试验方法标准[J]. 航空标准化与质量, 1995(2): 6-10.
Xia Yue mei. Air hose and rigid tube assemblies, fire test method standard[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1995(2): 6-10. (in Chinese)

作者简介:

孙世东(1983—)男,工程师。主要研究方向:动力装置适航技术。

白康明(1961—)男,副总设计师。主要研究方向:飞机适航性、飞机系统安全性分析与评估。

梁力(1968—)男,研高。主要研究方向:可靠性、安全性和适航等专业的技术和管理。

(编辑:赵毓梅)