

文章编号: 1005-0523(2002)02-0034-05

飞机老化研究进展综述

童谷生¹, 李友和², 孙良新³

(1. 华东交通大学 土木建筑学院, 江西 南昌 330013; 2. 洪都航空集团有限责任公司, 江西 南昌 330024;

3. 南京航空航天大学, 南京 210016)

摘要: 飞机老化使结构的强度及刚度降低, 影响结构的使用功能, 甚至直接影响飞机的飞行安全. 对导致飞机材料或结构老化原因的研究为飞机的修复和维护提供及时可靠的依据. 好的修复和维护措施可以使飞机的实际使用寿命得以延长, 节省维护过程的费用. 同时, 对民航飞机而言飞机的特性还涉及乘客的舒适性和安全性, 因此, 对老化飞机的研究具有重大的社会和经济效益. 就飞机老化问题的国内外研究情况进行系统归纳回顾, 为国内进行此研究提供可借鉴的思想和方法准备.

关键词: 飞机老化; 应力腐蚀; 损伤评估; 复合材料修补

中图分类号: V267⁺.31

文献标识码: A

0 飞机老化研究问题起源

在飞机进入服役期后, 为了保证飞机的安全, 必须进行经常性的维护和检测. 尽管如此, 由于腐蚀和疲劳裂纹的增加, 飞机将出现老化. 1978年以来, 人们一直在研究如何保证老化飞机的完整性问题. 在这一年, 英国的民航管理局颁发了老化飞机的检测标准. 美国联邦航空管理局于1981年颁布了类似的标准. 标准的颁发是原有飞机检测和维护章程的补充 (Supplemental Inspection Documents, 简称SIDs), 目的是在老化飞机出现安全问题以前能检测到难以测试到的损伤. 1983年, 损伤评估中心和各航运公司一起组建了工业管理委员会 (Industry Steering Committee) 以监督每型号飞机对SIDs的发展情况. SIDs确定了每种飞机的主要结构部件, 同时对每种结构部件确立了检测方法和步骤. 这样确保老飞机安全运行的检测方案的补充和修改.

资料是这样描述美国阿洛哈 (Aloha) 737飞机在1988年4月的空难原因的. Aloha机身在蒙皮板的

搭接处被撕裂, 该蒙皮被 (冷) 粘接和用三排埋头铆钉混合连接. 首先是保护飞机免于腐蚀的蒙皮表面涂层脱落, 然后粘接层脱开, 只留下铆钉抵抗由飞机内压产生的剪力. V字型铆钉集中了这些应力直到蒙皮无保护表面裂纹形成. Aloha空难和其他老化飞机破坏的罪魁祸首是由于腐蚀和疲劳的联合作用, 国内称为应力腐蚀. 即湿气深透进入疲劳结构同时使结构变脆, 铆钉孔口裂纹在环向力的作用下加速扩展, 在检测中不可见的小裂纹可能很快地从一个铆钉发展到另一个铆钉, 在高度腐蚀的海水上空飞行时, 这种现象更加严重. 最后由疲劳引起的单个铆钉孔口小裂纹沿着一排铆钉的方向 (纵向) 扩展成一条长裂纹. 这一状态称为多位置损伤 (Multi-site damage, 简记为MSD). 虽然工程师们早期对疲劳的预测方面已经做了大量工作, 但他们基本上没有涉及腐蚀和疲劳结合的情况. 飞机老化问题虽然不是新问题, 但是直到波音737因老化问题而出现事故以后才对该问题有了高度重视. 在这以前设计工程师根本没有把应力腐蚀方面的因素考虑进去, 因为他们认为飞机根本不会用到这样长的时间. 由于空

收稿日期: 2001-09-25

作者简介: 童谷生 (1962-), 男, 江西石城人, 华东交通大学副教授, 现为南京航空航天大学博士后.

难事故造成的巨大压力,美国国会通过了5年期限的数百万美元的联邦航空管理局计划用于开发新的无损评价系统,用来在无需全部拆卸情况下检测腐蚀引起的损伤。1988年爱渥华州立大学花费了联邦航空管理局的3百万美元用于基础研究,而圣地亚(Sandia)国家实验室使用了3.4百万用于研制和测试新型设备,小部分资金用于增强现有检测设备的检测功能,大部分的资金用于更精心研制和自动化程度更高的检测系统。

1988年6月在维吉尼亚举行了第一届老化飞机的国际会议,与会者分成了三个研究组:无损检测、人类因素和结构完整性/损伤容限。会议认为需要进行检测人员培训和资格论证以提高检测裂纹、抗腐蚀和抗脱粘方面的能力。这是一项重要而艰巨的任务。统计表明,25%以上的美国商用飞机服役期已超过20年。这些飞机的检测花费大量的时间和经费。接受88年国际会议的建议,联邦航空管理局于1989年指定了完整的老化飞机研究计划。该计划强调研究服役中飞机结构失效的原因、破坏检测以及保证飞机连续适航性的补救措施。会议认为应对现有无损检测技术进行回顾和总结同时开发新的定量的自动无损检测方法,包括主观因素(人机界面)的研究。

第二届飞机老化国际会议于1989年10月在马里兰州的巴尔的摩举行,目的在于研讨1988年6月以来的研究活动。为了加强飞机无损检测技术研究,联邦航空管理局还出资赞助了无损检测研讨班。1990年10月美国非破损试验学会在圣安东尼奥举行了春季会议专门研讨老化飞机的无损检测问题。1990年7月,Al Broz被委任为联邦航空管理局首席专家,他组建了联邦航空管理局保障适航性无损检测研究组(Airworthiness Assurance Nondestructive Working Group,简称AANWG),该研究组1991年1月在剑桥举行了第一次会议,并配合美国非破损学会的春季会议于1991年3月在加州举行了第二次会议。

1991年11月还在华盛顿举行了一届有关飞机老化和结构适航性的国际会议,这次会议是研究与老化飞机有关技术改进问题。另外,1991年还通过了航空安全法。法案授权联邦航空管理局培训检测人员辨别老化的特征,检测所有服役超过15年的飞机,并将资料国际共享。1992年5月在新墨西哥开设了有关飞机老化的国际研讨班,其目的是为政府部门、工业界和学术界提供一个保障商用飞机连续

安全性要求的无损检测方法。因为改进的检测仍是解决老化飞机安全问题的最重要的手段。以上这些前期工作作为飞机结构的在位无损检测新方法的提出与改进打下了扎实的基础。

1 美国的研究对策

随着飞机的老化,飞机以应力腐蚀的形式使结构功能降低并给飞行安全造成危险。超出其设计寿命期望值的飞行操作飞行风险是难以量化的。然而,所发生的事故总是和应力腐蚀造成的结构性能的退化有关。为了消除这种风险,美国联邦航空局(FAA)已经指定国家老化飞机研究计划,其目的是提高美国在役和未来飞机在超出其设计寿命之外的结构耐久性。通过该计划,研究人员正在着手对目前飞机的设计、维护和检测方案进行评估,并开发保障老化飞机安全服役寿命的新技术。他们同时致力于研究对老化效应的预测、检测和对结构应力腐蚀问题的补救措施。

FAA在对老化飞机过程的研究中分析归纳了三个方向:1)飞机结构中局部小裂纹在会合成难以接受的长裂纹前的增加数;2)在飞机的某些难以检测的区域裂纹增加的频率以及这些裂纹在检测周期内被漏检的概率;3)疲劳与腐蚀的交互作用不合理的设计或不适当的修补造成的应力问题。

对飞机结构设计的研究,包括修补设计,也涉及使用中结构完整性的降低。这包括四个方面的因素:1)粘接件间粘接强度的降低;2)腐蚀引起的结构强度的降低;3)疲劳引起的结构裂纹;4)疲劳引起的结构强度的损失。这些因素不是互相独立的。高应力可以加快腐蚀,在有腐蚀的情况下疲劳裂纹会加速扩展。修补区可导致局部高应力从而加速结构的疲劳。

联邦航空条例要求,美国飞机应能允许疲劳、腐蚀或突然事故包括外来物冲击引起的损伤。之后,损伤容限设计思想被美国空军采用并纳入联邦航空条例。损伤容限设计思想承认结果在使用前就带有初始裂纹(或其他缺陷),但必须把这些缺陷或损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内,在此期间,结构应该满足规定的剩余强度要求,以保证飞机结构的安全性和可靠性。基于这一思想,构件设计在于保证其完整性,虽然它们可能是受损伤的,构件可以带裂纹工作且允许其扩展至在计划检测时可以发现的尺寸,然后对结构进行

修补.这就是飞机结构的耐久性设计.

在结构设计方面他们正在对多位置损伤(Multi-ple Size Damage)、裂纹扩展、应力腐蚀、结构修补和飞行载荷谱等进行研究.研究人员计划对有粘接和无粘接时的铆接连接进行小模型和全尺寸模拟测试.从测试数据提出分析模型用来分析预测结构可能的破坏以及老化飞机在受到典型服役载荷时的剩余寿命.小试件测试的结果将和全尺寸试样测试的结果进行比较以确定利用小试样确定大构件在服役中性能测试的有效性.

飞机结构的修补可以通过连接两至三个或更多加强件来增加结构的强度.然而,这种修补对疲劳寿命和损伤容限的影响还不很清楚.一种差的修补不能使整个修补板均匀传递载荷,因此疲劳性能并不完善.因为原设计传荷特性改变了,因此修补后可能降低其疲劳寿命.结构修补的工程估计是基于修补后静强度方面不会降低而没有考虑疲劳寿命.除了疲劳寿命缩短之外,修补还可能使结构的可检测性变差.在结构的修补方案中,应测试修补后构件的疲劳寿命和考察复合材料修补对金属结构的修补效果,评价飞机修补数据库以确定某类型结构修补对损伤容限和可检测性的影响.用复合材料修补金属飞机修补效率的考察应包括这样一些因素如应力水平、疲劳寿命、材料特性、修补块形状、粘接方法,技术的准备和应用.

腐蚀看来是飞机老化的要害,涂层通常被认为是最好的方法.军用飞机的涂层除了可以防止腐蚀之外还可以用来防治敌方探测.商用飞机涂层的应用主要是为了装扮飞机外表.特别,当紫外线使涂层聚合物产生氧化时涂层变黄.为防止涂层的发黄,聚合物采用交键,这使得涂层变脆且绕紧固件周围更易于断裂.裂纹俘获尘埃,湿气和其他污物,这些也加速涂层之下的金属腐蚀.因此使用好的涂层是一种解决问题的方法.但到目前为止还没有必要的腐蚀控制方案.很明显,没有有效的腐蚀控制方案,腐蚀的频率和严重性将随着飞机的老化而增加.并且腐蚀还有可能与其他形式的损伤联系起来.这样如果任其发展,将导致结构完整性的降低,在极端情况下就造成飞机失事.因此,对目前正在生产飞机和未来的下一代飞机设计中考虑腐蚀防护和控制已在航空工业已经达成共识.另一种解决问题的途径是研究具有高腐蚀抗力的新材料.

对于复合材料(虽然目前公开的报道不多)也存在腐蚀问题,工程师们为克服这一问题将钛和复

合材料耦合,钛和石墨并不互相作用.研究人员还发现带电的腐蚀产物能吃掉高温复合材料(bis-maleimide)的基体.

2 最新研究进展

经过十来年的研究,在老化飞机的研究已经取得了一系列的进展.

1) 无损检测方法

对于飞机结构件损伤部位和范围的确定,主要依靠目视或其他无损检测、探伤方法.根据飞机的生产和使用条件可分为:(1)生产过程中的无损检测;(2)修理厂无损检测;外场(飞行基地)无损检测等三类.第一类是生产线上对新生产零部件或返厂修理部件的无损探伤;第二类在修理厂对已经使用过的部件进行探伤;第三类是在飞机上的部件进行探伤.比较常用的方法有:超声检测、X射线检测、涡流检测、敲击检测、声发射、激光全息检测和声谐振检测.这些方法在检测缺陷的灵敏度、机动性、速度、费用和自动化程度方面都有其优缺点,这里不进行详细讨论.目前正在发展中的针对复合材料结构损伤的损伤检测方法如:Lamb波和声一超声方法等.Michael等人的工作表明,利用复合材料中Lamb速度和材料特性之间的关系,可以通过Lamb速度的测量来监督热一机老化引起的复合材料结构的刚度变化.Vary等人的工作表明:采用主动声发射或称声一超声技术也可以检测和评估复合材料中的分布细微缺陷群对结构机械性能的影响.以上两种方法都能对损伤进行定量评价.因此对金属飞机和复合材料的修复都可以采用新的损伤检测和评估方法.

2) 飞机结构的复合材料粘接修补

复合材料用于结构粘接修补包括两类:一类是复合材料损伤后,采用复合材料或金属材料修补;另一类是大量现役的金属飞机损伤后的复合材料修补.这两类结构的修补的研究与复合材料结构设计、修补材料、修补工艺、修补环境条件的研究,也为相关结构的损伤检测、损伤抑制、损伤临界参数、结构的完整性、可靠性和维修性研究起到了巨大的推动作用.

飞机结构的损伤修补,可以分为两大类即(1)用于小缺陷和小损伤的非补强修补;(2)用于较大损伤的补强修补.对于复合材料飞机非补强修补有

注射树脂和填充或灌注修补.下面重点说明补强修补.补强修补方法一般用于主要受力构件的重要损伤形式.这种方法是將新材料制成补强板,连接到原结构的损伤部位,使损伤结构遭到破坏的载荷传

递线路得以重新恢复.这类修补从设计的观点看可以作为连接接头来考虑.修补形式包括单面或双面粘接.对单面粘接修补可以用图1来说明.

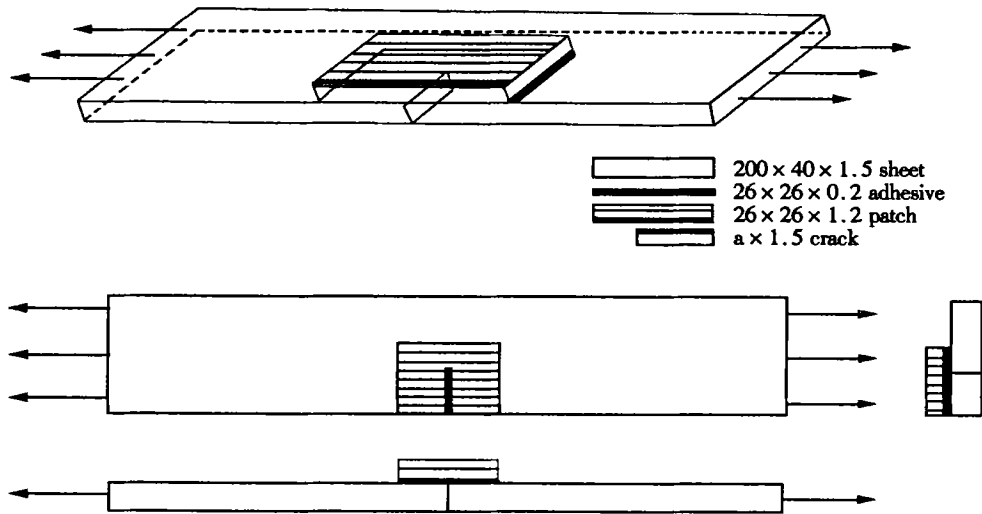


图1 The patch repair configuration under investigation

以上问题应该研究的内容包括以下四个方面:(1)所需最小补强板厚度;(2)所需最小搭接长度;(3)修补后应力强度因子减低值;(4)修补后结构的耐久性(疲劳寿命).当然以上只是实际飞机结构损伤和修补的一种形式.实际结构损伤包括三种主要形式:即环境引起的结构功能的劣化(腐蚀和应力腐蚀);事故损伤(鸟撞、螺钉脱落、刻/划痕)和疲劳损伤.资料表明,针对飞机结构的修补设计和可行性评价开始于70年代初期.澳大利亚航空和海运研究室(the Aeronautical and Maritime Research Laboratory, AMRL)的Alan Baker博士等人对复合材料修复金属飞机技术进行了开创性的工作.他们用碳纤维增强塑料(CFRP)和硼纤维增强塑料(BFRP)为澳大利亚皇家空军(Royal Australian Air Force, RAAF)修补了大力士(Hercules)C-130、幻影F-111、麦卡奇(Macchi)等飞机.随后,在1981年美国的华纳-罗宾诗空军后勤中心(Warner Robins Air Logistics Center, WR-ALC)、罗宾诗空军基地开始向空军统筹办公室申请进行该项目研究,并将其用于空军运输机.美国空军的飞行动力实验室和洛克西尔(Lockheed)航空系统公司乔治吉亚(Georgia)分部对该工作起了推进作用.1984年他们用复合材料于C-141飞机构件和C-141B型武器系统.1989年Christian

等人对他们的工作进行了总结.最新资料表明复合材料的损伤修补已由原来用于军用飞机的修复发展到对民用飞机.同时,英国和法国开展了相应的研究工作.中国较早的有关报道是对Tu-145复合材料雷达罩损伤的修补.

到目前为止,已有许多有关用复合材料修复金属飞机结构和复合材料飞机的报导.就实际应用来看,根据Christian等人的统计,到1989年,对于疲劳和腐蚀裂纹的修复已经超过500例,而根据Turaga等人的统计,到1998年为止,用于各类飞机结构件的损伤修复已经超过10000例.另一个值得注意的研究新动向是智能材料与结构在粘接修补中的应用.智能材料与结构起源于80年代的航空航天界.针对航空工业,智能材料与结构的兴起和发展不仅意味着结构功能的增强、结构使用效率的提高和结构形式的优化,更重要的是飞行器设计、制造、维护和飞行控制等观念的更新.智能结构主要包括飞行控制和结构的健康监控.在1995年的AIAA国际会议上,Chaudhly等人首先报道了智能复合材料修补铝结构时完整性监控中的应用.他们在修补块附近安装了压电陶瓷感知元件/驱动元件来检测粘接性能的可能劣化.报道中指出可以利用这种方法来确定修补块的分层.1997-1998年Baker等人也发表

了他们利用智能修补法 (smart patch approach) 来实现监测修补效率中的应用的系列成果. 其目的是研究对修补系统在服役中性能进行连续自监控的可能性. 另外, Chiu 等人也发表了他们利用智能系统对粘接层脱粘监控的数值和实验结果. 他们采用阻抗测量和传递函数技术来确定和监控脱粘的尺寸. 用高强度复合材料粘接于损伤结构为保持其完整性和延长使用寿命提供了有效而可靠的方法.

机的研究进展情况, 涉及到新材料、新结构和新工艺在航空结构维护中的应用. 国外在这方面所进行的理论研究对未来的工作有启发作用, 修补设计和维护的经验值得借鉴, 但实际工艺和实验方面的问题需要我们自己进一步去探索.

3 小结

本文综述了最近二十几年来国外对于老化飞

A Review on Aging Aircraft Research

TONG Gu-sheng¹, LI You-he², SUN Liang-xin³

(1. School of Civil Engineering and Architecture, East China Jiaotong University, Nanchang 330013; 2. Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024; 3. School of Aerospace, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Due to aging of aircraft the strength or stiffness of components will be reduced, the factors leads to aircraft aging and the methods to extend the service life of aging or damaged aircraft has been developed since 1970's. This paper summarizes the related problems about aging aircraft, such as nondestructive testing/evaluation, damage repair technique, the use of smart materials/structure. By using a series of character of advanced composites, such as high strength ratio and stiffness ratio, the aging/damaged component can be effectively repaired through adhesively bonded composite patches on it. The problems to be solved in the future are specially pointed out.

Key words: aging aircraft; stress corrosion; damage evaluation; composite repair